

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

Koncepční návrh a konstrukční řešení UAV s využitím nosné
plochy kruhového půdorysu

Conceptual Design and Construction of UAV Using Circular Wing
Design

Student:

Bc. Martin Svoboda

Vedoucí diplomové práce:

Ing. Lubor Sobek, Ph.D.

Ostrava 2015

Zadání diplomové práce

Student: **Bc. Martin Svoboda**

Studijní program: N2301 Strojní inženýrství

Studijní obor: 2301T003 Dopravní technika a technologie

Specializace: 40 Letecká doprava

Téma: **Koncepční návrh a konstrukční řešení UAV s využitím nosné plochy kruhového půdorysu**
Conceptual Design and Construction of UAV Using Circular Wing Design

Zásady pro vypracování:

1. Analýza stávající situace
2. Koncepční návrh bezpilotního prostředku kombinující vlastnosti kruhového křídla s možností svislého vzletu a přistání
3. Popis konstrukce a praktické zhotovení modelu
4. Poznatky z praktického provozu UAV
5. Závěr

Seznam doporučené odborné literatury:

Lněnička, J., Hoření, B.: Letecké modelářství a aerodynamika, Praha: Naše vojsko, Praha, 1977
Sekanina, F.: Aerodynamický výpočet letadla, Praha: Č. A. T. Českomoravské akciové tiskařské a vydavatelské podniky v Praze, Praha, 1944
Beneš, P.: Svět křidel, Praha: Orbis Praha, 1949
SVOBODA, M. Experimentální porovnání křídla klasické koncepce a křídla kruhového půdorysu: Bakalářská práce. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy - Ústav letecké dopravy, 2013, 65 s.

Formální náležitosti a rozsah diplomové práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Lubor Sobek, Ph.D.**

Datum zadání: 13.12.2014

Datum odevzdání: 18.05.2015



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry

doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou diplomovou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

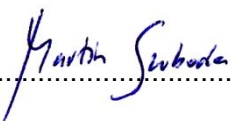
V Ostravě 18. 5. 2015

.....
podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že se na mou diplomovou práci plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo,
- беру на ве́домі́, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo ke své vnitřní potřebě diplomovou práci nevýdělečně užít (§ 35 odst. 3),
- souhlasím s tím, že diplomová práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové práce. Souhlasím s tím, že údaje kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO,
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO v případě zájmu z její strany uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona,
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše),
- беру на ве́домі́, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě: 18.5.2015


.....
podpis

Jméno a příjmení autora práce: Martin Svoboda

Adresa trvalého pobytu autora práce: Jaselská 79, Oldřišov, 747 33

ANOTACE DIPLOMOVÉ PRÁCE

SVOBODA, M. *Koncepční návrh a konstrukční řešení UAV s využitím nosné plochy kruhového půdorysu: diplomová práce*. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy - Ústav letecké dopravy, 2015, 59 s. Vedoucí práce: Ing. Sobek, L., Ph.D.

Tato diplomové práce se zabývá praktickým využitím kruhového křídla v kombinaci s technologií kolmého vzletu a přistání. Důraz je kladen na využití výsledného produktu jako bezpilotního prostředku. První část práce analyzuje běžné typy bezpilotních prostředků používaných v současnosti. Následující část popisuje návrh konceptu využívajícího kruhového křídla. Poslední část se pak zabývá zhotovením bezpilotního prostředku, jež vychází z výsledného konceptu, a letovými zkouškami.

ANNOTATION OF MASTER THESIS

SVOBODA, M. *Conceptual Design and Construction of UAV Using Circular Wing Design: Master Thesis*. Ostrava: VŠB - Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Transport - Department of Air Transport, 2015, 59 p. Thesis head: Sobek, L.

This master thesis deals with practical usage of circular wing design in combination with a vertical takeoff and landing technology. The thesis puts focus on usage of final product as Unmanned Air Vehicle. The first part of this thesis analyzes current and common types of Unmanned Air Vehicles. The following part of this thesis describes the design of a concept which is using circular wing design. The last part deals with construction of Unmanned Air Vehicle which is based on final form of a concept and with flight testing.

Obsah

Seznam použitých značek a symbolů	8
Cíle diplomové práce	9
Úvod	10
1 Shrnutí výsledků bakalářské práce	11
2 Základní konstrukční typy bezpilotních prostředků	12
2.1 Letoun	12
2.2 Vrtulník	13
2.3 Víceroťorová konstrukce bez pevné nosné plochy	14
3 Návrh koncepce bezpilotního prostředku	15
3.1 Základní myšlenka	15
3.2 Využití plochy	15
3.3 Požadavky na navrhovaný bezpilotní prostředek	16
3.4 Rozhodnutí o počtu pohonných jednotek	17
3.5 Problematika indukovaného odporu	17
3.6 Výpočet návrhové hmotnosti	19
3.7 Určení potřebné nosné plochy	19
3.8 Zpracování nákresu koncepce	21
3.9 Princip letu bezpilotního prostředku	22
3.10 Shrnutí koncepčního návrhu	23
4 Úpravy koncepce pro konkrétní konstrukční řešení	24
4.1 Úpravy vyplývající z použití nosné plochy z předchozí práce	24
4.2 Úpravy vyplývající z problematiky polohy těžiště	25
5 Použité komponenty	28
5.1 Elektromotory	28
5.2 Regulátory	32
5.3 Akumulátory	32
6 Konstrukční řešení	34
6.1 Použité materiály	34

6.2	Návrh konstrukčního řešení	34
6.3	Statická motorová zkouška	35
6.4	Trup letadla.....	35
6.5	Nosné a řídicí plochy	36
6.6	Svislá ocasní plocha	36
6.7	Zařízení pro přistání.....	37
7	Řídicí deska RcMix 1.5	38
7.1	Princip funkce řídicí desky	38
7.2	Zapojení řídicí desky.....	39
7.3	Naprogramování řídicí desky	40
8	Letové zkoušky a hodnocení letového projevu	43
9	Rozpočet projektu	46
10	Závěr	47
	Seznam použité literatury.....	50
	Seznam obrázků	51
	Seznam tabulek	52
	Seznam příloh.....	52

Seznam použitých značek a symbolů

Zkratka	Anglický název	Český název
CG	Center of Gravity	těžiště letadla
EPP	Expanded Polypropylene	extrudovaný polypropylen
EPS	Expanded Polystyrene	expandovaný pěnový polystyren
IZS		Integrovaný záchranný systém
RC	Radio Control	rádiem řízené
SOP		svislá ocasní plocha
UAV	Unmanned Air Vehicle	bezpilotní prostředek
VOP		vodorovná ocasní plocha
VTOL	Vertical Take-off and Landing	kolmý vzlet a přistání

Cíle diplomové práce

Cíle této diplomové práce jsou:

- analyzovat stávající situaci na poli používaných UAV,
- navrhnout koncepci bezpilotního prostředku kombinujícího vlastnosti kruhového křídla s možností svislého vzletu a přistání,
- popsat a prakticky zhotovit UAV vycházející z navržené koncepce,
- získat poznatky z praktického provozu UAV.

Úvod

Tato diplomová práce navazuje na bakalářskou práci obhajovanou v červnu 2013, jež se zabývala porovnáním křídla klasické koncepce a křídla kruhového půdorysu. Úkolem diplomové práce je najít praktické využití pro kruhové křídlo v takové podobě, které bude reflektovat současný směr vývoje v letectví.

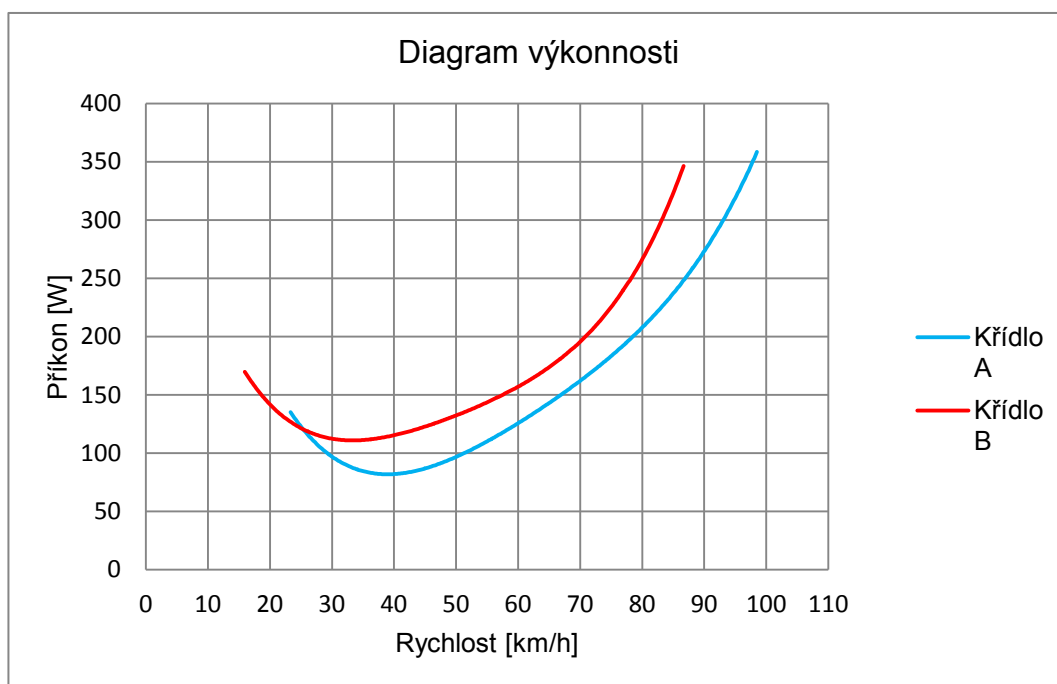
V posledních letech dosahuje oblast bezpilotních prostředků velkého rozmachu a právě proto klade tato práce důraz na využití výsledného produktu tímto způsobem. Navíc je v současné době nejlépe přístupnou a nejméně finančně náročnou cestou, jak testovat nové koncepce, vytvořit létající prostředky ve zmenšeném měřítku. Zároveň je při samotném návrhu vhodné uvažovat o možnosti použití této zmenšeniny jako bezpilotního prostředku, neboli UAV. Bepilotní prostředky mají v dnešní době velký potenciál a to zvláště na poli přenosu obrazu. Pomineme-li totiž jejich vojenské využití, lze je použít pro práci jednotek IZS. Konkrétně je možné je použít pro hledání osob podezřelých z trestného činu nebo osob pohřešovaných, dále je možné UAV použít pro získání přehledu o situaci při zásahu kterékoliv ze složek IZS, například při povodních. Kromě tohoto způsobu použití lze také nalézt uplatnění UAV v oboru stavebnictví, zemědělství, dokumentaristice a žurnalistice nebo také v oboru umělecké fotografie.

Diplomová práce je členěna na části odpovídající jednotlivým cílům. Práci tak lze rozdělit na čtyři hlavní sekce, každá ze sekcí se věnuje jednomu ze čtyř cílů, jež byly vytyčeny na začátku diplomové práce. První část se věnuje analýze konvenčních typů UAV – letoun, vrtulník a vícerotorový prostředek bez pevné nosné plochy. Druhá část se zabývá návrhem konceptu, který vhodně kombinuje použití kruhového křídla a technologii svislého vzletu a přistání. Třetí část se věnuje nutným úpravám koncepce, praktickým zhotovením a naprogramování řídicí desky, která usnadňuje ovládání složitého systému řízení. V poslední části práce se nachází vyhodnocení letových zkoušek a závěr.

1 Shrnutí výsledků bakalářské práce

Bakalářská práce došla k výsledkům, že při zadaných podmínkách bylo kruhové křídlo energeticky náročnější, protože vyvozovalo větší odpor vůči vzduchu oproti křídlu obdélníkovému. Největší částí odporu je pravděpodobně indukovaný odpor, který vzniká na styku tlakové a podtlakové strany křídla. Právě tato styčná část je na kruhovém křídle daleko větší než na křídle obdélníkovém. Kruhové křídlo však to obdélníkové překonává v hodnotě minimální rychlosti letu, dále potřebuje daleko kratší dráhu pro vzlet a přistání, což souvisí nejen s minimální rychlostí, ale také s pádovými vlastnostmi, které jsou podstatně lepší.

Dosažené výsledky dokládá diagram výkonnosti, kde jsou patrné rozdíly v ekonomičnosti letu nebo maximální a minimální rychlosti. Křídlo A je křídlo obdélníkového půdorysu, křídlo B je křídlo kruhového půdorysu. [1]



Obrázek 1.1 – Diagram výkonnosti porovnávající křídlo kruhového a obdélníkového půdorysu

Druhým, a pro diplomovou práci podstatným, výsledkem je znalost vhodné polohy těžiště, která činí 28,3% kořenové hloubky kruhového křídla. [1]

2 Základní konstrukční typy bezpilotních prostředků

V dnešní době jsou pro potřeby bezpilotních prostředků používány převážně tři typy konstrukcí, tedy letouny, vrtulníky a vícerotorové létající prostředky.

2.1 Letoun

Jedná se o prostředky vycházející z klasických letounů, tedy o letadla s pevnou nosnou plochou, na níž vzniká vztlak potřebný pro udržení stroje ve vzduchu. Výhodou těchto prostředků je nižší energetická náročnost na přemísťování vzdušnou cestou. Značnou nevýhodou je však potřeba vhodné plochy pro vzlet a přistání, a nemožnost setrvat na jednom místě, aniž by došlo k pohybu v žádném ze směrů, což ztěžuje sledovat situaci z jednoho místa, případně pořídit fotografii s přesně stanoveným záběrem.

Tento typ konstrukce je používán hlavně ve větších rozměrech a využívá se převážně pro operace vyžadující dlouhé setrvání ve vzduchu nebo podvěsu těžkých součástí. [2]



Obrázek 2.1 – Bepilotní letoun Global Hawk společnosti Northrop Grumman, jež poprvé vzlétl v roce 1998

2.2 Vrtulník

Bezpilotní prostředky tohoto typu jsou opět odvozeny z klasických konstrukcí velkých vrtulníků. Jedná se tedy o letadlo, které nemá pevnou nosnou plochu, jež by generovala potřebný vztlak. Ten zde vzniká na rotující nosné ploše, tedy hlavním rotorem. Krouticí moment hlavního rotoru pak musí být kompenzován menším ocasním rotorem, případně dmychadlem. Vrtulník je ze všech tří zmiňovaných typů konstrukce nejsložitější. Hlavní výhodou tohoto konstrukčního typu je schopnost setrvat na jednom místě. Další výhodou je potřeba daleko menšího prostoru pro vzlet a přistání, a výrazně lepší obratnost oproti letounům. Nevýhodou je pak menší ekonomičnost, menší nosnost a oproti letounům větší nebezpečí při vysazení pohonné jednotky.

Vrtulníky jsou používány hlavně tam, kde je potřeba dobrých manévrovacích schopností, ale zároveň není potřeba dlouhá doba letu nebo podvės o velké hmotnosti. [2]



Obrázek 2.2 – Bezpilotní vrtulník Northrop Grumman MQ-8 Fire Scout

2.3 Víceroťorová konstrukce bez pevné nosné plochy

Dalším a relativně nejsložitějším konstrukčním typem jsou většinou tři či čtyřmotorové prostředky, u nichž jsou hřídele motorů umístěny ve vertikálním směru. Vztlak je tedy vytvářen na více rotujících nosných plochách a směr letu je řízen snižováním nebo zvyšováním otáček jednotlivých motorů, čímž dochází ke změně působení sil a náklonu celé soustavy. Tato letadla se pak nazývají tricoptery (se třemi motory) nebo quadrocoptery (se čtyřmi motory). Tyto prostředky disponují stejnými přednostmi jako vrtulníky, avšak v případě quadcopter představuje vysazení jedné pohonné jednotky daleko menší riziko než u vrtulníků. Oproti vrtulníkům jsou víceroťorové prostředky navíc daleko stabilnější a odolnější v případě havárie, protože neobsahují tolik mechanických částí oproti rotorové hlavě u vrtulníků. Velkou nevýhodou víceroťorových konstrukcí je jejich neekonomičnost letu. Menší rotory mají menší účinnost a s každým přibývajícím rotorem přibývají energetické ztráty při přenosu sil.

Víceroťorové konstrukce jsou více využívány pro civilní použití a to konkrétně pro pořizování záznamů a to jak fotografií, tak videa. V poslední době však tyto bezpilotní prostředky zažívají velký rozmach i v armádní oblasti, a to hlavně v průzkumných činnostech. [3] [4]



Obrázek 2.3 – Quadrocoptera s podvěšenou jednooskovou zrcadlovkou

3 Návrh koncepce bezpilotního prostředku

3.1 Základní myšlenka

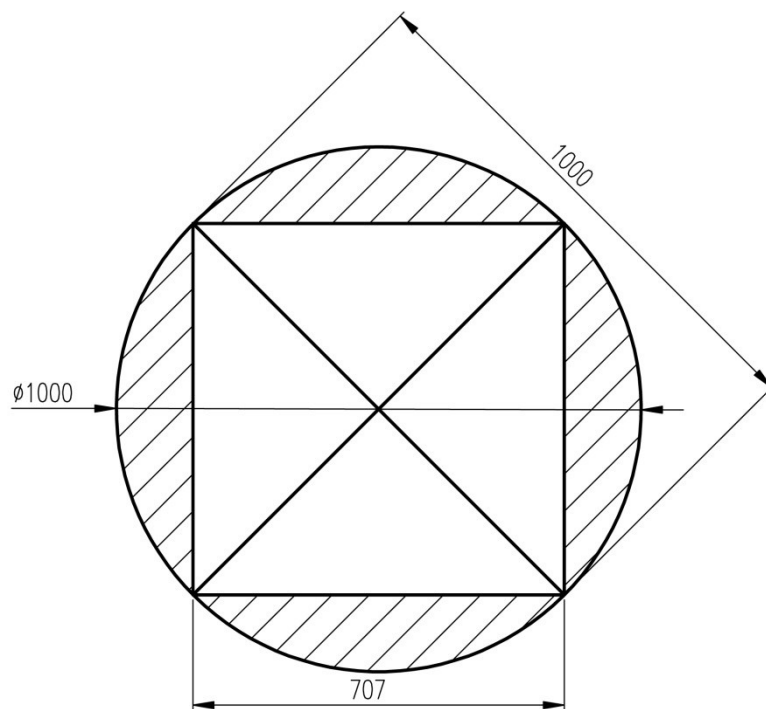
Po zhodnocení výhod a nevýhod základních konstrukčních typů bezpilotních prostředků se jevílo jako nejlepší řešení vhodným způsobem zkombinovat letoun a vícerotorovou konstrukci tak, aby si výsledná koncepce nesla výhody obou z nich. Samozřejmě bylo nutno počítat s tím, že tato univerzálnost musí být vykoupena jistými nevýhodami. Minimálně se jedná o větší finanční náročnost oproti kterékoliv z výše zmíněných variant.

Výsledný produkt by měl tedy být schopen VTOL vzletu a statického setrvání na daném místě a to při generování vztlaču rotujícími nosnými plochami. Zároveň by měl být schopen pro změnu pozice použít vztlak generovaný pevnou nosnou plochou. Mělo se tedy jednat o tricopteru nebo quadropteru, která je vybavena pevnou nosnou plochou a je schopna měnit úhel nastavení motorových jednotek vůči podélné ose letadla, tedy schopnost vektorování tahu.

3.2 Využití plochy

Vzhledem k tomu, že je z důvodu řízení vícerotorového prostředku vhodné umisťovat rotory do pravidelných n -úhelníků, byl tímto dán také maximální rozměr celé konstrukce. Z geometrického hlediska pak nejlépe využívá plochu při daném rozměru kruh (viz obrázek 3.1 na další straně). Například při maximálním rozměru 1 000 mm by měl čtverec, jehož největším rozměrem je jeho uhlopříčka, délku strany zhruba 707 mm a obsah přesně 50 dm^2 . Zatímco kruh, jehož maximálním rozměrem je průměr, by měl obsah $78,5 \text{ dm}^2$. Tento rozdíl odpovídá necelým 21,8% a je patrný z vyšrafované plochy.

Tento fakt je hlavní výhodou nosné plochy kruhového půdorysu oproti nosné ploše s obdélníkovým půdorysem. Kruhové křídlo dokáže tedy lépe využít maximální rozměr daný umístěním pohonných jednotek a oproti obdélníkovému křídlu má při stejných maximálních rozměrech menší plošné zatížení. Tato skutečnost by měla pozitivně ovlivňovat výsledné letové vlastnosti. Kruhové křídlo doplňuje tedy výsledný vícerotorový prostředek o vhodnou nosnou plochu, která je schopna zajistit generování vztlaču a tím výrazně snížit spotřebu energie při horizontálním letu, jehož účelem je dopravit se z bodu A do bodu B.



Obrázek 3.1 – Grafické znázornění využití plochy při použití stejného maximálního rozměru

3.3 Požadavky na navrhovaný bezpilotní prostředek

Pro možnost návrhu bezpilotního prostředku bylo nejprve nezbytné stanovit požadované vlastnosti. Některé požadavky vyplývají již ze základní myšlenky, ostatní bylo potřeba stanovit.

Požadavky na navrhovaný bezpilotní prostředek:

- Nosná plocha kruhového půdorysu
- Schopnost vektorování tahu
- Vícerotové uspořádání
- Pohonné jednotky: elektromotory
- Nosnost: 300 g

3.4 Rozhodnutí o počtu pohonných jednotek

V případě vícerotorového uspořádání určuje počet rotorů v první řadě stabilitu celého stroje, v druhé řadě pak ovlivňuje rizikovost vysazení jedné pohonné jednotky.

Pro UAV určené například k fotografování je v dnešní době typické zvyšování počtu rotorů, tedy i počtu pohonných jednotek. Profesionální společnosti zabývající se touto problematikou bývají nežádka vybaveny tzv. hexacoptery, která jsou vybaveny šesti pohonnými jednotkami. Tento počet jednotek zajišťuje vysokou stabilitu a stroj je i při vysazení jedné pohonné jednotky dobře ovladatelný, což umožňuje bezpečné přistání.

Nepříznivým jevem jsou však vyšší energetické ztráty a vyšší konstrukční i finanční náročnost.

Z výše uvedených důvodů byla tedy zvolena čtyřrotorová konstrukce s uspořádáním pohonných jednotek ve tvaru písmene X. Tato konstrukce zajišťuje poměrně dobrou stabilitu, vysazení pohonné jednotky neznámá nutně havárii (na rozdíl od třírotorové konstrukce) a na druhou stranu není tolik finančně a konstrukčně náročná.

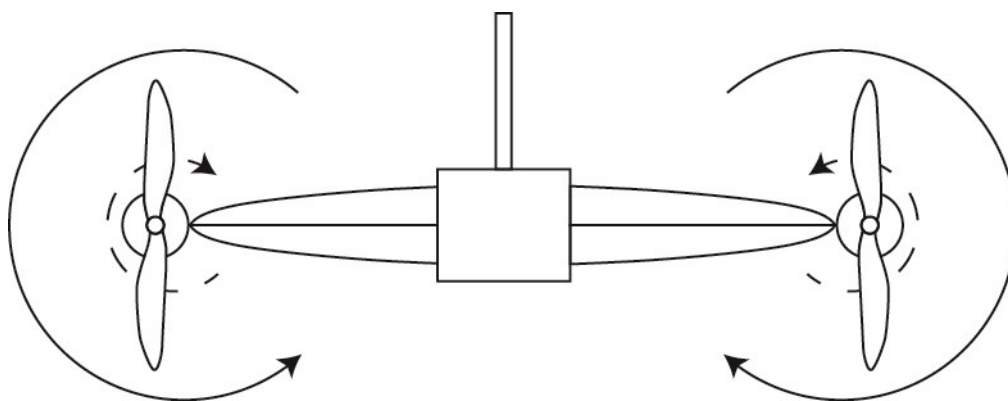
3.5 Problematika indukovaného odporu

Indukovaný odpor je jedním z nežádoucích jevů, který vzniká vlivem konečnosti rozpětí křídla. Tento odpor vzniká na koncích křídla a to v důsledku vyrovnávání tlaků. Na spodní (tzv. tlakové) straně křídla vzniká přetlak, který nese křídlo, zatímco na horní (tzv. sací) straně vzniká podtlak a dochází k sacímu efektu. Rozhodující je sání na horní straně křídla, které se podílí na celkovém vztlaku ze dvou třetin. Tyto velké rozdíly tlaků, díky nimž je letoun schopen letět, se však na konci křídel potkávají a snaží se o vyrovnání. Proudění z přetlakové strany křídla se snaží dostat do podtlakové strany a díky tomu vznikají na koncích křídla víry. Vlivem těchto vírů vzniká indukovaný odpor, který snižuje účinnost vynaložené energie pro let letadla. [5]

Jedním z faktorů, který značně ovlivňuje velikost indukovaného odporu je tzv. štíhlost křídla. Ta je dána poměrem rozpětí a hloubky křídla. Čím je štíhlost větší, tím má křídlo větší rozpětí oproti své hloubce. Z pohledu indukovaného odporu platí, že roste se snižující se štíhlostí křídla. [2]

Jak již bylo zmíněno v první kapitole, která stručně shrnovala výsledky bakalářské práce, je kruhové křídlo energeticky náročnější. V základu to znamená, že klade mnohem větší odpor než křídlo obdélníkové. Lze s velkou jistotou tvrdit, že kruhového křídla, které má velmi malou štíhlost, generuje velký indukovaný odpor. Ten je tedy z velké části příčinou energetické náročnosti kruhového křídla.

Snahou koncepčního návrhu tedy bylo eliminovat indukovaný odpor nebo jej alespoň nezvyšovat. Protože bylo rozhodnuto použít čtyři pohonné jednotky, bylo zřejmé, že dvě z nich se budou nacházet v přední části letadla. Konkrétně před náběžnou hranou křídla a navíc v blízkosti konců křídla, kde vznikají víry související s indukovaným odporem. Neboť za rotující vrtulí vzniká vrtulový proud, bylo nutné vhodně rozhodnout o směru otáčení vrtulí tak, aby působily proti vírům vznikajícím na konci křídla. Celou problematiku ilustruje následující obrázek.



Obrázek 3.2 – Aktivní působení vrtulového proudu proti vírům indukovaného odporu

Jak je z obrázku patrné, při vhodně zvoleném smyslu rotace vrtulí (šipka s plnou čarou) je možné do určité míry působit proti vírům způsobujícím indukovaný odpor (šipka s přerušovanou čarou). Vrtule na předních pohonných jednotkách tedy mají takovou rotaci, aby měl jejich vrtulový proud pozitivní vliv na výkony letadla. Vrtule na zadních pohonných jednotkách musí mít rotaci opačnou kvůli principu řízení quadcoptery.

3.6 Výpočet návrhové hmotnosti

Další bod, který bylo nutno pro možnost vytvoření návrhu provést, byl výpočet návrhové hmotnosti. Výpočet je pro přehlednost proveden pomocí tabulky, kde je možno vidět hmotnost jednotlivých položek. Hmotnost některých položek lze poměrně dobře odhadnout z komponentů dostupných v internetových obchodech. Výpočet hmotnosti samotné konstrukce by byl však zbytečně složitý, a proto byla hmotnost stanovena ze zkušeností se stavbou testovacího modelu při tvorbě bakalářské práce.

položka	hmotnost [g/ks]	počet [ks]	váha celkem [g]
konstrukce	1500	1	1500
elektromotor	120	4	480
regulátor	35	4	140
akumulátor	270	2	540
nosnost	300	1	300
			Σ 2960

Tabulka 3.1 – Výpočet návrhové hmotnosti UAV

Z provedeného výpočtu vychází návrhová hmotnost na 2 960 gramů. Pro účely dalších výpočtů byla tato hmotnost zaokrouhlena na 3 000 gramů.

3.7 Určení potřebné nosné plochy

Úkolem nosné plochy je generovat vztlak, díky kterému je letadlo schopno pohybovat se vzduchem, aniž by tah jeho pohonných jednotek převyšoval tíhovou sílu F_G , která působí na samotný stroj. V případě tohoto projektu tah pohonných jednotek sice musí převyšovat tíhovou sílu, protože letadlo musí být schopno kolmého vzletu pouze za pomoci tahu pohonných jednotek. Zavedení nosné plochy znamená úsporu energie při přesunech a tím i prodloužení maximální doby letu.

Jednou z důležitých charakteristik nosné plochy je její plošné zatížení. Obsah nosné plochy tedy musí splňovat určité parametry, které pak zajistí požadované letové vlastnosti letadla. Při výpočtu potřebné nosné plochy bylo postupováno dle knihy Aerodynamika moderních leteckých modelů. [6]

Doporučená rozmezí plošných zatížení motorových RC letadel dle požadovaných vlastností jsou převzata právě z této publikace a jsou zachycena v následující tabulce.

kategorie	plošné zatížení křídla [N/m ²]
akrobatické	50 - 85
pylony	50 - 85
sportovní	40 - 60

Tabulka 3.2 – Doporučená rozpětí plošného zatížení [6]

Pro návrh nebylo nutno vybrat plošné zatížení odpovídající nejslabší kategorii, tedy kategorii sportovní. V té se počítá s rekreačním létáním a nepočítá se s akrobatickými prvky, které lze provést pouze za předpokladu, že tah pohonných jednotek daného stroje převyšuje tíhovou sílu, která na něj působí. Z toho důvodu byla jako vhodná zvolena akrobatická kategorie s rozmezím zatížení 50 až 85 N/m².

Plošné zatížení se vypočítá jako podíl tíhové síly a plochy. Tíhová síla se vypočítá jako hmotnost vynásobená tíhovým zrychlením o hodnotě 9,81 m·s⁻². Protože plocha zvolené nosné plochy je kruh, znamená nalezení vhodného obsahu plochy hledání vhodného poloměru kruhu. Tento postup zachycuje následující tabulka. [6]

poloměr [mm]	plocha [m ²]	hmotnost [g]	F _G [N]	plošné zatížení [N/m ²]
370	0,43	3000	29,43	68,43
380	0,45	3000	29,43	64,87
390	0,48	3000	29,43	61,59
400	0,50	3000	29,43	58,55
410	0,53	3000	29,43	55,73
420	0,55	3000	29,43	53,11
430	0,58	3000	29,43	50,66

Tabulka 3.3 – Hledání vhodného poloměru v závislosti na plošném zatížení

Jak je z tabulky patrné, jako vhodná hodnota poloměru se jeví 400 mm, která zajistí plošné zatížení z doporučeného intervalu, konkrétně 58,55 N/m². Zvolená hodnota poloměru navíc odpovídá první hodnotě plošného zatížení menšího než 60 N/m². Vyšší hodnota poloměru pak zajistí příznivější plošné zatížení, avšak za cenu nárůstu celkových rozměrů letadla.

3.8 Zpracování nákresu koncepce

Vhodné konstrukční řešení vyžaduje splnění co nejvíce požadavků stanovených v předchozí části návrhu, v ideálním případě pak splnění všech požadavků.

Jako základní kámen celé konstrukce byla zvolena kruhová nosná plocha o průměru 800 mm.

V dalším kroku bylo potřeba umístit pohonné jednotky tak, aby byly uspořádány ve tvaru písmene X. Osy tedy musí svírat úhel 90° a vzdálenost všech pohonných jednotek musí být od středu stejná. Vzdálenost od středu také musí zajistit, že vrtule po sklopení nepoškodí nosnou plochu.

Následně bylo potřeba najít vhodný způsob upevnění pohonných jednotek ke konstrukci tak, aby zajistil jejich správné umístění a umožnilo změnu úhlu nastavení elektromotoru. Konstrukce klasických quadrocopter je tvořena rameny, jež tvoří právě písmeno X a na jejich konci jsou upevněny pohonné jednotky. Vzhledem k tomu, že po sklopení by vrtule zadních pohonných jednotek narazily do těchto ramen, muselo být od klasické konstrukce upuštěno. Řešením, které eliminuje tento problém, je umístění pohonných jednotek ve dvojicích na tyče, konkrétně spřažením zvlášť předních a zvlášť zadních pohonných jednotek. Toto řešení navíc umožní společnou změnu úhlu nastavení předních, respektive zadních pohonných jednotek, a výrazně tak zjednoduší celý proces. V opačném případě by pravděpodobně musela být změna úhlu nastavení každé pohonné jednotky prováděna zvlášť. Tyče, jež spojují pohonné jednotky, jsou ukotveny pomocí podélných nosníků. Ty v přední části letadla vystupují ven a v zadní části letadla splývají s pevnou částí vodorovné ocasní plochy (VOP).

VOP letadla musela být upravena tak, aby co nejméně ovlivňovala proud vzduchu od zadních rotorů. Zároveň však bylo potřeba navrhnout dostatečně velká kormidla VOP, protože nebudou sloužit pouze jako výškové kormidlo, ale také jako křídélka. Této řídicí ploše, která slouží oběma způsoby, se říká elevon (z angl. spojení slov elevator a aileron). Tento způsob řízení se používá u samokřidel, což jsou letouny se šípovým křídlem bez ocasních ploch. Protože se zmenšující se vzdáleností mezi svislými ocasními plochami (SOP) a těžištěm se snižuje účinnost kormidla SOP, mělo být navrhované letadlo vybaveno, podobně jako samokřídla, pouze pevnou SOP.

3.9 Princip letu bezpilotního prostředku

Princip provozu bezpilotního prostředku byl navržen ve dvou základních módech: quadcopter a letoun.

Let v módu quadcopter je prováděn s hřídelemi elektromotorů nasměrovanými kolmo vůči podélné ose letadla a řízení bude prováděno pouze pomocí změny tahu pohonných jednotek, respektive změnou otáček elektromotorů. Řídící plochy VOP se v tomto módu nijak nepodílejí na řízení letadla.

Let v módu letoun je prováděn s hřídelemi elektromotorů nasměrovanými rovnoběžně s podélnou osou letadla a řízení je prováděno vychylováním řídicích ploch umístěnými na VOP. Z důvodu úspory místa a jisté podobnosti s koncepcí samokřídla je letoun řízen pomocí elevonů.

Průběh letu obsahuje tyto základní prvky: vzlet, přesun na místo, setrvání na místě, přesun zpět a přistání.

Vzlet je prováděn v módu quadcopter, což umožní provést vzlet z velmi krátké dráhy, hlavním omezením je nutnost dostatečně velkého volného vzduchového sloupce, kterým se stroj dostane do operační výšky.

Přesun na místo určení je prováděn v módu letoun. Zde se projevuje hlavní výhoda celého koncepčního řešení, tedy ekonomičnost přesunu. Konvenční vícerotorové stroje, jejichž vztlak je vyvozován pouze rotující nosnou plochou, v této fázi neúměrně spotřebovávají energii oproti letounům, které pro generování vztlaku používají pevné nosné plochy.

Setrvání na místě může být prováděno oběma způsoby. Setrávání v módu quadcopter je oproti druhému módu energeticky náročnější, na druhou stranu ale umožní lepší pozorování cíle. Zatímco setrvání v módu letoun je energeticky úspornější, ale neposkytuje takové možnosti sledování cíle jako mód quadcopter.

Přesun zpět na místo přistání je proveden stejně jako přesun z místa vzletu a to v módu letoun.

Podobně i přistání je stejně jako vzlet prováděno v módu quadcopter.

Grafické znázornění celého principu se nachází v příloze A.

3.10 Shrnutí koncepčního návrhu

Koncepční návrh byl ukončen ve fázi, kdy poskytoval všechny potřebné podklady pro práci na konstrukčním řešení. Z návrhu byl patrný vzhled letadla, jeho rozměry i plánovaný způsob provozu a řízení.

Návrh počítal s nosnou plochou kruhového půdorysu o průměru 800 mm. Tah obstarávají čtyři pohonné jednotky umístěné ve tvaru písmene X. Tyto pohonné jednotky jsou ukotveny na dvou tyčích, což umožňuje změnu polohy pohonných jednotek ze svislé do vodorovné polohy a naopak. Pro možnost řízení při vodorovném letu mělo být letadlo vybavenou vodorovnými ocasními plochami, které pracují na principu elevonů. Svislá ocasní plocha se měla skládat pouze ze stabilizátoru.

Stroj měl mít maximální rozměr 1 498,5 mm, zatímco délka měla být 1152,5 mm, šířka 1142,5 mm a výška 411,5 mm. Prázdná vzletová hmotnost měla 2 660 g a maximální vzletová hmotnost 2 960 g, stroj tedy měl být schopen unést náklad o hmotnosti 300 g.

Výsledný koncepční návrh se nachází v příloze B. Přerušovanou čarou jsou zakresleny polohy pohonných jednotek při letu v módu quadcoptery.

4 Úpravy koncepce pro konkrétní konstrukční řešení

Koncepční návrh vycházející z předchozí kapitoly bylo potřeba pro potřeby konstrukčního řešení upravit a to hned ze dvou důvodů. Jedním z důvodů je použití nosných ploch z předchozí práce, druhým je pak problematika těžiště.

4.1 Úpravy vyplývající z použití nosné plochy z předchozí práce

Nosná plochy kruhového půdorysu vytvořená pro účely bakalářské práce byla použita především z důvodu úspory času a financí.

Konstrukční řešení tak doznalo, oproti koncepčnímu návrhu, hned několik změn. Jednalo se o nutnost vytvoření trupu a úpravu řídících ploch.

Protože kruhové křídlo bylo vytvořeno jako oddělitelné a skládá se tedy z levé a pravé poloviny, bylo potřeba vytvořit trup. Ten slouží pro ukotvení křídel a také jako místo, v němž jsou uloženy všechny komponenty potřebné pro provoz letadla. Toto se netýká pohonných jednotek, které jsou umístěny vně konstrukci trupu letadla.

Druhou podstatnou změnou oproti konceptu jsou řídící plochy. Kruhové křídlo bylo vytvořeno s křídélky, a proto odpadla nutnost vytvořit VOP, která by zajišťovala řízení letadla. Způsob řízení zůstává stejný, řídící plochy na kruhovém křídle zastávají jak funkci křídélek, tak i funkci výškového kormidla. Stabilizátor SOP je umístěn na konci trupu. Protože použité kruhové křídlo má menší průměr (740 mm) než křídlo plánované (800 mm), zvýší se plošné zatížení. To bude nově nabývat hodnoty $68,43 \text{ N/m}^2$. Tato hodnota stále s rezervou vyhovuje rozmezí dané pro akrobatickou skupinu modelů letadel.

Samotný trup musí kopírovat již vytvořené poloviny křídla, ty jsou totiž v místě spojení v zadní části užší oproti části přední. Trup musel být tedy navržen tak, aby pasoval do prostoru, který je poskytován oběma polovinami křídel, zároveň, aby byl dostatečně pevný, poskytoval dostatek prostoru pro vybavení, umožnil připojení křídel a upevnění tyčí s pohonnými jednotkami.

4.2 Úpravy vyplývající z problematiky polohy těžiště

Neméně zásadní změnou byla úprava, která vyplývá z problematiky požadované polohy těžiště letadla (CG). Z koncepčního návrhu je patrné, že CG by se mělo nacházet poměrně blízko náběžné hrany křídla. Proto nezbývá mnoho prostoru pro umístění těch částí letadla, které by svou hmotností zajistily požadovanou polohu těžiště.

Mnohem větším problémem jsou však zadní elektromotory, které mají dohromady hmotnost zhruba 240 gramů, a to bez vrtulí. Celkově mají tedy zadní pohonné jednotky poměrně velkou hmotnost, navíc působí na velmi dlouhé páce. I bez výpočtů s konkrétními čísly je zřejmé, že pokud by měl být vyrovnán moment tíhové síly vyvolané hmotností zadních elektromotorů, bylo by potřeba umístit do přední části letadla závaží o vhodné hmotnosti. Na tak krátké páce, která je k dispozici v části letadla před těžištěm, nemohou totiž potřebný moment vyvolat čistě komponenty letadla (např. akumulátory, které mají největší hmotnost). Navíc ne všechny komponenty je možno přesunout do přední části letadla. Například regulátory by měly být umístěny co nejblíže elektromotorům, proto regulátory, které řídí otáčky zadních elektromotorů, musí zůstat v zadní části trupu.

Jedním z řešení by bylo přidat do přední části trupu závaží, které by vyrovnalo moment tíhové síly zadních pohonných jednotek a posunulo by CG do požadované pozice. Toto závaží by však bylo tzv. „mrtvou“ hmotností. Zvyšovalo by celkovou hmotnost letadla, ale na rozdíl od ostatních komponentů, které mají svou funkci, by nemělo žádný další užitek.

Z důvodu již tak poměrně velké hmotnosti letadla vůči jeho rozměrům bylo řešení s přidáním závaží zamítnuto. Druhým způsobem, jak vyřešit problém s požadovanou polohou těžiště, bylo upravit délku trupu tak, aby především tíhová síla vyvolaná hmotností akumulátorů měla k dispozici dostatečnou páku, na které by mohla vyvozovat příslušný moment. Vhodné umístění akumulátorů již vyžadovalo výpočet s konkrétními nebo alespoň částečně známými hodnotami.

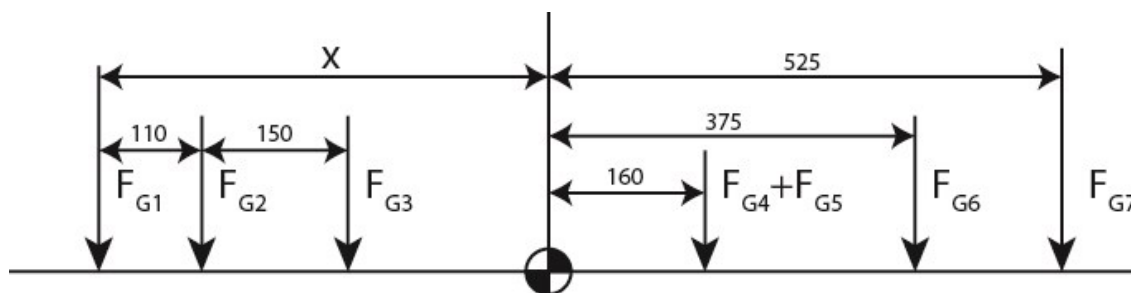
Přesně dány jsou rozměry a hmotnost kruhového křídla. Dána je hmotnost regulátorů, elektromotorů a akumulátorů. Nutno je také počítat se servomotory, které mají na starosti překlápění pohonných jednotek. Hmotnost trupu je dána koncepčním návrhem. Bylo však od ní potřeba odečíst hmotnost křídel, protože v návrhu koncepce se počítá s celkovou hmotností konstrukce.

Celá problematika výpočtu stojí na požadavku zjistit vhodnou vzdálenost akumulátorů od CG označenou písmenem x. Protože šířka trupu v přední části letadla umožní umístit akumulátory vedle sebe a servomotory pro překlápění elektromotorů mezi akumulátory, zastupuje tíhová síla F_{G1} tíhové síly vyvolané hmotnostmi akumulátorů a servomotorů dohromady. Místo působení tíhové síly F_{G2} vyvolané předním párem elektromotorů bylo zvoleno ve vzdálenosti 110 mm od místa působení síly F_{G1} . Tato vzdálenost byla zvolena podle velikosti akumulátorů (délka 140 mm) s mírnou rezervou pro jejich dostatečné upevnění. Síla F_{G3} je vyvolána hmotností regulátorů řídících přední elektromotory. Těžiště kruhového křídla se nachází přesně ve středu a tedy ve vzdálenosti 160 mm od CG. Tento fakt je dán tím, že se v přední polovině křídla nachází více materiálu, protože je zde větší tloušťka profilu, a v zadní části, kde je materiálu sice méně, se nachází servomotor, který ovládá řídící plochu. Pro výpočet byl trup považován jako homogenní a jeho těžiště bylo uvažováno v místě středu křídla. Tíhové síly vyvolané hmotností křídla F_{G4} a trupu F_{G5} tak působí ve stejném místě. Poloha zadních elektromotorů vyvolávajících sílu F_{G7} je omezena nutností dostatečného prostoru pro sklopené vrtule, které nesmí poškodit křídlo. Umístění regulátorů zadních elektromotorů (síla F_{G6}) bylo uvažováno ve vzdálenosti 150 mm od těchto elektromotorů a to z důvodu nedostatku prostoru v trupu letadla. Do výpočtu není zahrnuta plánovaná nosnost o velikosti 300 g, protože se předpokládalo, že závěsné zařízení například pro fotoaparát nebo kameru bude umístěno v místě těžiště.

Následující tabulka a obrázek zachycují celou problematiku.

objekt	označení	hmotnost [g]	F_G [N]	rameno od CG [mm]
akumulátory + servomotory	F_{G1}	650	6,38	x
přední el. motory	F_{G2}	240	2,35	x-110
přední regulátory	F_{G3}	70	0,69	x-260
křídlo	F_{G4}	500	4,91	160
trup	F_{G5}	1000	9,81	160
zadní regulátory	F_{G6}	70	0,69	375
zadní el. motory	F_{G7}	240	2,35	525

Tabulka 4.1 – Přehled hodnot použitých pro výpočet potřebné vzdálenosti umístění akumulátorů od CG



Obrázek 4.1 – Schéma pro výpočet vhodné polohy akumulátorů

Má-li být poloha CG v požadovaném místě, musí být momenty sil na levé straně (přední část letadla) a na pravé straně (zadní část letadla) vyrovnané. Umístění trojice momentů, které jsou vyvolané silami F_{G7} , F_{G6} a společně F_{G4} a F_{G5} , je dáno. Hledáme tedy takovou vzdálenost x , která zajistí, že síly F_{G1} , F_{G2} a F_{G3} vyvolají takový moment, který uvede celou soustavu do rovnováhy.

Musí tedy platit rovnost:

$$M_1 + M_2 + M_3 = M_4 + M_5 + M_6 + M_7$$

$$F_{G1} \cdot x + F_{G2} \cdot (x - 110) + F_{G3} \cdot (x - 260) = (F_{G4} + F_{G5}) \cdot 160 + F_{G6} \cdot 375 + F_{G7} \cdot 525 \quad (1)$$

Hodnotu x vypočteme následujícím způsobem:

$$F_{G1} \cdot x + F_{G2} \cdot x - F_{G2} \cdot 110 + F_{G3} \cdot x - F_{G3} \cdot 260 = (F_{G4} + F_{G5}) \cdot 160 + F_{G6} \cdot 375 + F_{G7} \cdot 525$$

$$x \cdot (F_{G1} + F_{G2} + F_{G3}) = (F_{G4} + F_{G5}) \cdot 160 + F_{G6} \cdot 375 + F_{G7} \cdot 525 + F_{G2} \cdot 110 + F_{G3} \cdot 260$$

$$x = \frac{(F_{G4} + F_{G5}) \cdot 160 + F_{G6} \cdot 375 + F_{G7} \cdot 525 + F_{G2} \cdot 110 + F_{G3} \cdot 260}{(F_{G1} + F_{G2} + F_{G3})}$$

$$x = \frac{(4,91 + 9,81) \cdot 160 + 0,69 \cdot 375 + 2,35 \cdot 525 + 2,35 \cdot 110 + 6,38 \cdot 260}{(6,38 + 2,35 + 0,69)}$$

$$x = \frac{4285,5}{9,41}$$

$$x = 455,05 \text{ mm} \quad (2)$$

Výsledná hodnota x je 455,05 mm. Pro další postupy a úpravy byl brán výsledek jako 460 mm. V místě, které je od CG vzdáleno 460 mm, se musí nacházet těžiště akumulátorů a servomotorů. Protože délka akumulátorů je 140 mm, je potřeba k nalezené hodnotě x připočítat polovinu délky akumulátorů. Přední hrana akumulátorů se tedy nachází 530 mm od CG.

5 Použité komponenty

Pro dokončení konstrukčního řešení bylo potřeba vybrat vhodné komponenty, které zajišťují provoz letadla. S výběrem konkrétních komponentů jsou pak známy konkrétní rozměry, hmotnost, výkon a další důležité parametry.

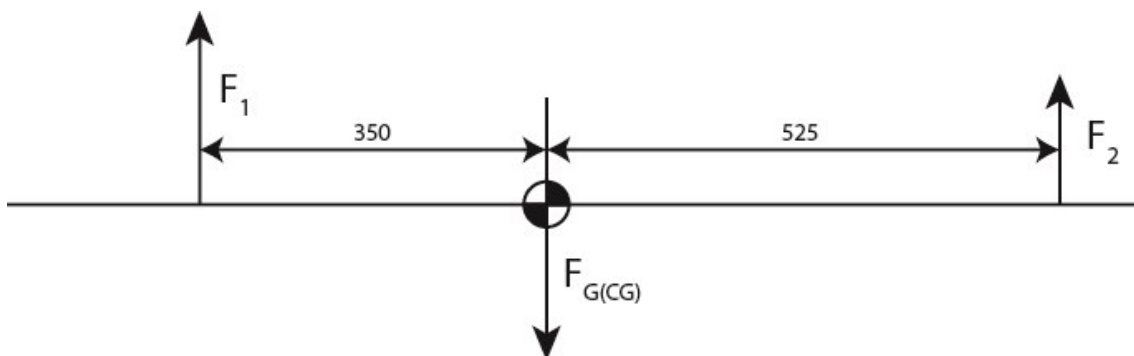
Nejprve bylo potřeba zvolit vhodné elektromotory, od jejich volby se následně řídil výběr odpovídajícího typu regulátoru a v poslední řadě také akumulátorů. Řídící deskou se zabývá samostatná kapitola 7.

5.1 Elektromotory

Elektromotor společně s vrtulí tvoří jeden ze základních kamenů celého letadla. S volbou elektromotoru souvisí schopnost letadla vyvinout potřebnou rychlost pro generování dostatečného vztlaku. V případě tohoto projektu je však potřeba počítat s tím, že pohonné jednotky musí být schopny generovat dostatečný vztlak čistě svým tahem, tedy bez pomoci pevných nosných ploch. Z tohoto důvodu bylo potřeba zjistit předpokládaný potřebný tah a dle toho vybrat vhodný elektromotor. Celá problematika byla navíc ztížena faktem, že CG se nachází blíže k předním pohonným jednotkám a ty tedy musí být schopny zajistit dostatečný tah pro nepoměrně větší část hmotnosti oproti pohonným jednotkám umístěným vzadu.

I přes to, že přední pár elektromotorů musí disponovat větším výkonem než zadní pár, je vhodné, aby byly všechny čtyři elektromotory stejného typu a zadní pár byl omezen pouze elektronicky. Předpokládaný potřebný výkon byl tedy určen podle elektromotoru, který se nachází na přední tyči.

Hledání potřebného výkonu, respektive tahu, bylo potřeba rozdělit na dva kroky. V prvním kroku bylo nutno zjistit, o kolik musí mít přední pár elektromotorů větší výkon než zadní pár, aby byly momenty vyrovnané. Momentovým bodem je zde CG. Druhým krokem byl výpočet celkového potřebného tahu. Celou problematiku zachycují obrázky na další straně.

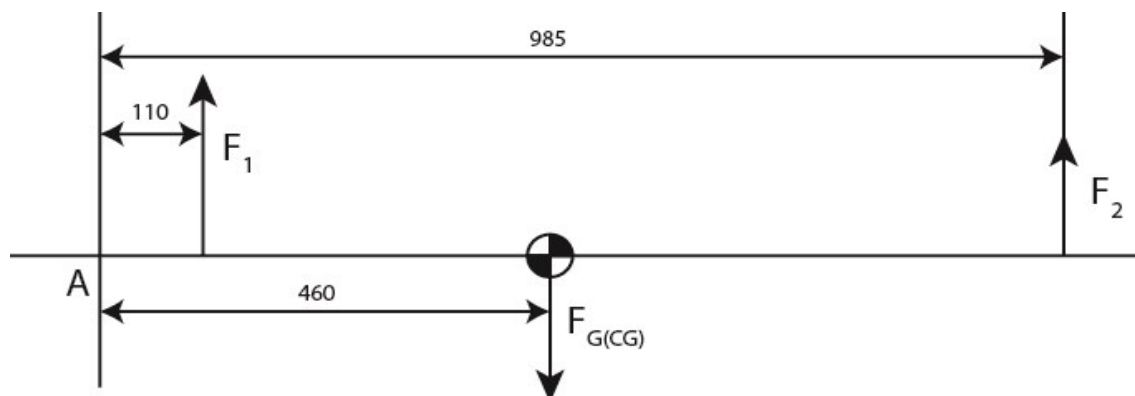


Obrázek 5.1 – Schéma pro výpočet rozdílného tahu předního a zadního páru elektromotorů

Z obrázku je patrné, že tah předního páru pohonných jednotek F_1 , působí na kratším rameni, než tah zadního páru pohonných jednotek F_2 . O kolik musí být větší síla F_1 než F_2 , aby byly momenty vyrovnané, zjišťuje následující výpočet.

$$\begin{aligned}
 M_1 &= M_2 \\
 F_1 \cdot r_1 &= F_2 \cdot r_2 \\
 F_2 &= F_1 \cdot \frac{r_1}{r_2} \\
 F_2 &= F_1 \cdot \frac{350}{525} \\
 F_2 &= F_1 \cdot 0,66
 \end{aligned} \tag{3}$$

Výsledek výpočtu lze interpretovat tak, že síla F_1 odpovídající tahu předního páru pohonných jednotek musí být o 50% větší než tah zadního páru pohonných jednotek F_2 .



Obrázek 5.2 – Schéma pro výpočet potřebného tahu jednoho elektromotoru

Obrázek 5.2 na předchozí straně schematicky zachycuje problematiku výpočtu potřebného tahu jedné pohonné jednotky. Jako vztažná rovina byla zvolena přímka, procházející bodem A. Ten se shoduje s umístěním akumulátorů. Tah předních pohonných jednotek F_1 tedy působí na rameni o délce 110 mm, tíhová síla $F_{G(CG)}$ působí na rameni o délce 460 mm a tah zadních pohonných jednotek F_2 působí na rameni o délce 985 mm.

Předpokladem následujícího výpočtu je fakt, že tah pohonných jednotek F_1 a F_2 se musí rovnat tíhové síle $F_{G(CG)}$. Z takto postavené rovnice je pak možno vypočítat tah předního a zadního páru pohonných jednotek. Pro výpočet požadovaného tahu jedné pohonné jednotky je použita výsledná hodnota F_1 a je vydělena počtem pohonných jednotek generujících tah F_1 . Protože takto získaná hodnota tahu by stačila pouze na visení quadcoptery na místě, je tato hodnota tahu vynásobena koeficientem 1,5.

$$M_1 + M_2 = M_{CG}$$

$$F_1 \cdot r_1 + F_2 \cdot r_2 = F_{G(CG)} \cdot r_{CG} \quad (4)$$

V následujícím kroku je do výpočtu (4) dosazen výsledek výpočtu (3) nacházející se na předchozí straně:

$$F_1 \cdot r_1 + (F_1 \cdot 0,66) \cdot r_2 = F_{G(CG)} \cdot r_{CG}$$

$$F_1(r_1 + 0,66 \cdot r_2) = F_{G(CG)} \cdot r_{CG}$$

$$F_1 = \frac{F_{G(CG)} \cdot r_{CG}}{r_1 + 0,66 \cdot r_2}$$

$$F_1 = \frac{29,4 \cdot 460}{110 + 0,66 \cdot 985}$$

$$F_1 = 17,79 \text{ N} \quad (5)$$

Výpočet potřebného tahu jedné pohonné jednotky F_P , kde n se rovná počtu elektromotorů v přední části letadla ($n=2$).

$$F_P = \frac{F_1}{n} \cdot 1,5$$

$$F_P = \frac{17,79}{2} \cdot 1,5$$

$$F_P = 13,34 \text{ N} \quad (6)$$

Výpočet (6) kapitoly 5.1 udává potřebný tah jedné pohonné jednotky, konkrétní hodnota je 13,34 N. Protože je u takto malých součástek, které se používají především na poli RC modelů, zvykem uvádět tah v jednotkách gramů, je potřeba tah převést právě na tyto jednotky. Hodnota 13,34 N je tedy vydělena tíhovým zrychlením g a po převedení z kilogramů má potřebný tah hodnotu 1 359 gramů.

Jako vhodný elektromotor byl zvolen typ Turnigy L3537-840 Brushless Motor (380w), který je dle prodejce, společnost Hobbyking.com, schopen při výkonu 380 wattů vyvinout tah až 1 750 g. Dle diskuze k tomuto výrobku je sice tuto hodnotu nutno brát s jistou rezervou, ale při použití vhodné vrtule lze takové hodnoty tahu dosáhnout. Doporučovaná vrtule má rozměr 12" x 6", průměr je tedy 12 palců (304,8 mm) a stoupání 6 palců (152,4 mm). [7]

Specifikace elektromotoru:

- Název: Turnigy L3537-840 Brushless Motor (380w)
- Výkon: 380 W
- Maximální napětí: 14,8 V (napětí odpovídající čtyřčlankovému akumulátoru Li-Pol)
- Maximální proud: 30 A
- Otáčky na jeden volt: 840 ot/V
- Tah: 1 750 g
- Hmotnost: 117 g
- Rozměry:
 - průměr: 35 mm
 - délka bez hřídele: 35 mm
 - délka s hřídelí: 44 mm [7]



Obrázek 5.3 –
Elektromotor Turnigy
L3537-840 Brushless
Motor (380w)

5.2 Regulátory

Úkolem regulátoru je dle pokynů z přijímače na palubě letadla určovat velikost proudu přitékajícího do elektromotoru. Je vhodné, aby maximálně přípustný proud regulátoru byl větší než maximálně přípustný proud elektromotoru.

Specifikace:

- Název: Hobby King 30A ESC 3A UBEC
- Maximálně přípustný proud:
 - dlouhodobý: 30 A
 - špičkový: 40 A
- Určen pro akumulátory: LI-Pol, dvou až čtyřčlánek
- Hmotnost: 32 g [8]



Obrázek 5.4 – Regulátor Hobby King 30A ESC 3A UBEC

5.3 Akumulátory

Akumulátor je poslední, ale neméně podstatný, článek řetězce odpovídajícího za pohon letadla. Hlavním parametrem akumulátoru je jeho kapacita, která bývá udávána v miliampér-hodinách (mAh) a ovlivňuje maximální dobu letu letadla. Z diagramu výkonosti, který je uveden v druhé kapitole, jež shrnuje výsledky bakalářské práce, vyplývá, že kruhové křídlo potřebovalo pro svůj ekonomický let, tedy při nejnižším potřebném příkonu, přibližně 120 W. Při použití stejné nosné plochy bylo předpokládáno, že při dvojnásobné hmotnosti (pokusný letoun vážil 1 663 g,

hmotnost navrhovaného letadla je 3 000 g) bude potřeba také dvojnásobný výkon. Předpoklad tedy byl, že pro ekonomický let je potřebný příkon 240 W. Pro možnost testování stačí, aby bylo letadlo schopno vodorovně letět po dobu 15 minut, což při použití akumulátoru s napětím 14,8 V odpovídá kapacitě 4054 mAh. Pro setrvání letadla na místě v módu quadrocoptery je potřebný tah 3 000 g. Protože nejsou známy přesné charakteristiky elektromotoru a lze dohledat pouze maximální příkon 380 W a maximální tah 1 750 g, lze zjednodušeně říci, že na jeden gram potřebuje elektromotor příkon 0,21 W. Při hmotnosti 3 000 g tak lze předpokládat potřebný tah 651 W. Při vypočtené potřebné kapacitě akumulátoru to odpovídá zhruba pěti a půl minutám visení.

Akumulátor byl nakonec použit již zakoupený pro jiné účely. Protože se jedná o dvoučládkový akumulátor, byly použity dva a zapojeny do série.

Specifikace pro jeden akumulátor:

- Název: LiPo Competition Car Line Hardcase 5200 - 80C/40C - 7.4V
- Kapacita: 5 200 mAh
- Počet článků: 2
- Napětí: 7,4 V
- Hmotnost: 270 g (pozn.: prodejce uvádí chybný údaj 150 g) [9]



Obrázek 5.5 – LiPo Competition Car Line Hardcase 5200 - 80C/40C - 7.4V

6 Konstrukční řešení

Výsledek konstrukčního řešení se nachází v příloze C.

6.1 Použité materiály

Protože křídla byla použita z předchozí práce, bylo potřeba vytvořit pouze trup letadla se všemi potřebnými částmi. Na tento proces byly použity následující materiály.

Třívrstvá překližka o tloušťce 1,5 mm, která díky svým vlastnostem měla být použita na nejvíce namáhané části.

Na méně namáhané části mělo být z důvodu úspory hmotnosti použito balsaové dřevo o tloušťce 4 mm.

Pro připojení elektromotorů k trupu měly být použity uhlíkové trubky se čtvercovým průřezem s rozměry 8 x 8 mm. Tloušťka stěny byla 1 mm.

Z důvodu nutných úprav byly nakonec ještě použity duralové trubky o vnějším průměru 16 mm a tloušťkou stěny 1 mm. Také bylo nutno použít duralový plát o tloušťce 1,5 mm.

Pro konstrukci zařízení pro přistání byly použity ocelové dráty o průměru 2 mm.

Posledním materiálem použitým ve větší míře byl expandovaný pěnový polystyren (EPS), který sloužil ke konstrukci SOP.

6.2 Návrh konstrukčního řešení

Původním záměrem byl trup smíšené konstrukce s obdélníkovým průřezem a přepážkami. Bočnice trupu měly být vyrobeny z třívrstvé překližky. Vrchní a spodní potah včetně přepážek měl být vytvořen z balsaového dřeva. Pro spojení předního páru a zadního páru elektromotorů měly být použity uhlíkové trubky s čtvercovým průřezem. Tento průřez měl zajistit jednoduché uchycení elektromotoru k trubce. K uhlíkové trubce pak byly pomocí uložení z dvou vrstev překližky uchyceny elektromotory.

6.3 Statická motorová zkouška

Následujícím krokem bylo provedení statické motorové zkoušky, která měla otestovat pevnost uložení elektromotorů. Uhlíková trubka byla připevněna ke stolu a na jejím konci byl uložen elektromotor dle plánovaného způsobu. Elektromotor byl osazen vrtulí a připojen k regulátoru. Tomu byl přiváděn signál z přijímače, který přijímal povely z pákového vysílače.

Postupně byly navyšovány otáčky elektromotoru až po přibližně třetinu maximálních otáček, kdy se vytvořili vibrace, které měly za následek destrukci celého uložení. Zničeno bylo jak uložení vytvořené ze dvou třívrstvých překližek, tak i samotná uhlíková trubka.

Z důvodu výsledku statické motorové zkoušky muselo být provedeno několik změn. Hlavní změnou byla volba nového upevnění elektromotorů k trupu. Uhlíková trubka byla nahrazena trubkou duralovou o průměru 16 mm. Uložení elektromotorů bylo nově vytvořeno z duralového plátu o tloušťce 1,5 mm. Druhou podstatnou změnou byla změna materiálu použitého pro stavbu trupu. Zde byla balsa použita pouze pro konstrukci přepážek a zbytek trupu tvořící obdélníkový průřez byl postaven z překližky.

Změny za účelem zvýšení pevnosti si však vyžádaly nárůst hmotnosti letadla. Plánovaná nosnost 300 g musela být zrušena, protože z důvodu úprav narostla hmotnost letadla o 400 g.

6.4 Trup letadla

Jak již bylo zmíněno, trup je vytvořen převážně z třívrstvé překližky a má obdélníkový průřez. O použití balsy bylo po motorové zkoušce rozhodnuto pouze pro účely přepážek. Šířka trupu kopíruje prostor vytvořený dvěma polovina křídel, proto má největší šířku vpředu, konkrétně 120 mm a nejmenší pak úplně v zadní části trupu, 58 mm. Trup má největší výšku 75 mm a dlouhý je 1 130 mm. Přední část trupu má tvar náběžné hrany křídla, aby kladla co nejmenší odpor. Ve výsledku pak trup přidává plochu, která je do určité míry schopna generovat vztlak.

Horní potah trupu je rozdělen na pět samostatných částí, kterou jsou odnímatelné a umožňují přístup k vybavení, které je uloženo uvnitř trupu.

Trup je balsovémi přepážkami rozdělen na sedm sekcí. V první sekci se nachází akumulátory pro pohon elektromotorů, servomotory pro překlápění trubek s pohonnými jednotkami, kolmo touto sekcí prochází trubka nesoucí přední pár pohonných jednotek a také se zde nachází regulátory pro přední elektromotory. V druhé sekci se nachází pouze malý tříčlánkový akumulátor Li-Pol s napětím 11,1 V a kapacitou 860 mAh. Tento akumulátor slouží k napájení řídicí desky a všech servomotorů nacházejících se v letadle. V třetí sekci se nachází řídicí deska a přijímač. Čtvrtá a pátá sekce slouží k ukotvení a zajištění obou polovin křídla. V šesté sekci se nachází regulátory pro zadní elektromotory a v poslední, sedmé sekci se nachází opět trubka nesoucí pohonné jednotky.

Uložení jednotlivých součástí ilustrují fotografie v příloze D.

6.5 Nosné a řídicí plochy

Nosná plocha kruhového půdorysu byla použita z modelu, který sloužil k experimentálnímu porovnání křídla kruhového a obdélníkového. Kruhové křídlo je rozděleno na dvě poloviny a každá z těchto polovin má vlastní řídicí plošku, která byla původně použita pouze jako křídélko. Každá řídicí ploška má svůj servomotor. V této práci slouží řídicí plošky jako elevony, zastávají jak funkci výškového kormidla, tak i funkci křidélek.

Křídlo je vytvořeno z extrudovaného polypropylenu (EPP) a konstrukce každé ze dvou polovin se skládá ze sedmi žeber, potahu a dvou uhlíkových trubek. [1]

6.6 Svislá ocasní plocha

Svislá ocasní plocha je vytvořena z materiálu EPS o tloušťce 9 mm. Do stabilizátorů SOP jsou vyřezány dva pruhy kolmé k ploše stabilizátoru, které slouží k připevnění k trupu. Do těchto dvou pruhů byla vlepena překližka, která byla následně přilepena k poslední odnímatelné části horního potahu trupu.

Původně se měla SOP skládat jen z pevného stabilizátoru. Letové zkoušky však ukázaly potřebu ovládat letadlo kolem svislé osy a to hlavně při vzletu v módu letoun.

6.7 Zařízení pro přistání

V průběhu testování byly vytvořeny dva druhy zařízení pro přistání.

První z nich je ližinový podvozek rozdělený na dvě části, první pár ližin se nachází v přední části letadla, zhruba v místě ukotvení předního páru elektromotorů, zatímco druhý pár ližin se nachází v místě ukotvení zadního páru elektromotorů. Ližiny byly vytvořeny z ocelového drátu o průměru 2 mm.

Druhý podvozek je dvounápravový. Přední kola mají průměr 68 mm a zadní kola 55 mm. Pro schopnost vyrovnat se s terénními nerovnostmi během testování byly na přední kola vyrobeny násady z EPP, které zvětšily průměr předních kol na 106 mm.

Protože se v průběhu testování ukázalo, že je potřeba řídit směr při pohybu po vzletové dráze, byl kolový podvozek upraven, aby vyhovoval požadavky řízení směru. V místě přední nápravy byl pomocí překližkové destičky ukotven servomotor, který pomocí dvou ocelových drátů nakrucoval zadní nápravu tak, aby způsobovala zatočení během pohybu po zemi.

7 Řídící deska RcMix 1.5

Řídící deska vznikla ve spolupráci kolegy Bc. Erika Solaře s Dušanem Slavětinským.

Tato kapitola se zabývá obecným principem funkce řídící desky a konkrétním způsobem zapojení a naprogramování řídící desky.

7.1 Princip funkce řídící desky

Schéma usnadňující porozumění principu funkce řídící desky se nachází v příloze E. Schéma pro zjednodušení neobsahuje přesný popis umístění dané součástky, to je nahrazeno grafickou cestou. Součástky umístěné nahoře jsou ve skutečnosti v přední části stroje, zatímco součástky umístěné v dolní části schématu jsou ve skutečnosti v zadní části stroje. Řídící plochy, tedy elevony a směrové kormidlo, jsou uspořádány logicky dle skutečného uspořádání, tedy vlevo je levý elevon, uprostřed je směrové kormidlo a vpravo je pravá elevon.

Celý proces řízení začíná u přijímače, který přijímá pokyny uživatele odeslané přes vysílač. Přijímač předá získané informace řídící desce, ta tyto informace vyhodnotí a předá povely příslušným řídícím prvkům. Pro korekci těchto povelů používá řídící deska vestavěný gyroskop, který umožní porovnání mezi požadovanou a skutečnou změnou.

Pokud například přijde z přijímače požadavek na změnu náklonu vlevo při letu v módu quadcopter, vyšle řídící deska signál levému přednímu a levému zadnímu regulátoru vyvolávající snížení otáček obou levých elektromotorů, zatímco stejným způsobem dojde ke zvýšení otáček pravých elektromotorů. Řídící deska pak za pomoci gyroskopu vyhodnocuje skutečnou situaci oproti té požadované. Pokud by například došlo k tomu, že by se stroj vlivem větru při naklání také naklápěl směrem dopředu, upravila by řídící deska otáčky elektromotorů zcela automaticky bez zásahu uživatele tak, aby k tomuto nežádanému jevu nedocházelo.

Řídící deska také řídí přepnutí mezi módy quadcopter a letoun, což umožňuje použití relativně jednoduchého vysílače. Tomu by stačilo teoreticky pět kanálů. V módu letoun by na jeden kanál připadlo řízení tahu všech pohonných jednotek, jednomu kanálu řízení elevonů ve smyslu výškového kormidla, dalšímu kanálu řízení směrového kormidla a zadní nápravy kolového podvozku, dalšímu řízení

elevonů ve smyslu křidélek a poslednímu kanálu by příslušelo vyslání signálu pro změnu přepnutí do módu quadcopter. Toto přepnutí se sestává z vyslání signálu servomotorům, jež ovládají duralové trubky měnící úhel nastavení pohonných jednotek, a zahájení řízení pouze pomocí změny tahu pohonných jednotek. V módu quadcopter je pak potřeba také pouze 5 kanálů, kdy tři kanály by řídili změny úhlu kolem tří os letadla, čtvrtý kanál by řídil otáčky elektromotorů a poslední kanál by sloužil opět k přepnutí módu.

7.2 Zapojení řídicí desky

Řídicí deska disponuje především připojením konektorů pro vstupní a výstupní signál. Je-li na řídicí desku nahlíženo tak, že lze číst její popisky (není vzhůru nohama), nachází se vstupy na levé straně a výstupy na straně pravé. Na desku lze připojit maximálně 10 vstupů a 13 výstupů. Třináctý výstup slouží k připojení terminálu, pomocí něhož lze řídicí desku nastavovat.

Připojení vstupů a výstupů je vyrobeno tak, aby bylo možné používat běžné modelářské kabely. Ty se skládají ze tří drátků – nejtmaší (často černý nebo hnědý) slouží jako minusový, červený slouží jako plusový a nejsvětější (bílý, žlutý, oranžový apod.) slouží jako signální. Je nutno dbát na to, aby byly konektory připojovány minusovým drátem na okraj desky, zatímco signálním drátem blíže středu desky.

Následující tabulka přehledně zachycuje zapojení jednotlivých vstupů a výstupů.

#	vstup	výstup
1	1. kanál (výškové kormidlo)	levý elevon
2	2. kanál (křídélka)	pravý elevon
3	3. kanál (ovládání otáček el. motorů)	servomotor naklápění motorů - přední
4	4. kanál (směrové kormidlo)	servomotor naklápění motorů - zadní
5	5. kanál (přepínač módů)	regulátor pro el. motor levý přední
6	-	regulátor pro el. motor pravý přední
7	-	regulátor pro el. motor levý zadní
8	-	regulátor pro el. motor pravý zadní
9	-	směrové kormidlo
10	napájení řídicí desky	servomotor řízení podvozku
11	x	-
12	x	-
13	x	připojení terminálu

Tabulka 7.1 – Přehled zapojení vstupů a výstupů na řídicí desku

7.3 Naprogramování řídicí desky

Řídicí deska pracuje na principu úpravy vstupního signálu na signál výstupní dle daného nastavení. Pomocí terminálu je možné na řídicí desce nastavení vstupů, výstupů, způsobu úpravy signálů (tzv. mixy) a nastavení fází, také lze na terminálu zobrazit konkrétní vstupní nebo výstupní hodnoty.

Nastavení vstupního signálu se skládá z volby režimu přenosu signálu a nastavení minimální, neutrální a maximální polohy. Režim přenosu signálu lze zvolit normální (NOR) nebo reverzní (REV). Reverzní režim se nejčastěji používá v případě, že servomotor provádí pohyb v opačném směru, než je požadováno.

Nastavení výstupního signálu disponuje stejnými volbami jako nastavení vstupního signálu. Navíc je přidána volba paměti a třetí režim přenosu, vypnuto (OFF). Každému výstupu lze tedy přiřadit paměť, z níž si výstupní signál bere data. Doporučuje se volit číselné označení paměti tak, aby odpovídalo číselnému označení výstupu. V případě volby režimu OFF je pak daný výstup vypnutý a i v případě, že je v mixech výstup použit, neprovádí žádné úkony.

V rámci nastavení fází je možné určit, který vstup bude ovlivňovat přepínání fází, lze také nastavit časovou prodlevu přechodu mezi jednotlivými fázemi. V této práci slouží přepínání fází k přepnutí mezi módy quadrocopter a letoun.

Nastavení mixů lze provádět také v několika režimech. V rámci této práce byly použity tři způsoby úpravy signálu – Linear, LinMulti a PID. Každý mix je určen svým číslem a typem.

Nejvíce používaným typem mixu při nastavování řídicí desky je typ LinMulti. Úprava vstupního signálu funguje na principu nastavení zisku v jednotkách procent. V rámci LinMulti lze pro typ vstup do mixu vybrat mezi třemi volbami – vstupní signál, paměť nebo senzor. Dále lze nastavit, v které fázi bude tento mix aktivní. Fáze jsou označeny čísly jedna a dva. V případě, že má být mix aktivní pro obě fáze, volí se dvě hvězdičky. Dále lze zvolit až čtyři paměti, které se budou řídit nastavením mixu. Poslední, ale neméně důležitou volbou, je pak samotné nastavení zisku vstupu. Zisk lze nastavit pro všechny čtyři paměti, nastavení je možné zvlášť pro horní a spodní, respektive pro levou a pravou, polovinu rozsahu zvoleného vstupu.

Dalším používaným typem mixu je typ Linear. Tento mix pracuje na podobném principu jako typ LinMulti. Lze tak vybrat typ vstupu mezi vstupním signálem, pamětí a senzorem. Dále lze zvolit fázi, ve které bude mix aktivní. Rozdíl je v tom, že lze zvolit pouze jednu paměť, která se bude řídit nastavením tohoto mixu. U této paměti lze nastavit zisk vstupu v celém rozsahu a počáteční výchylku (offset).

Posledním používaným typem mixu je typ PID. U tohoto mixu lze nastavit fázi, ve které bude mix aktivní. Vstupy mixu se zde nastavují dva, označené písmeny a (Ia) a b (Ib). Do vstupu Ia se volí vstup senzoru jedné z tří os gyroskopu. Do vstupu Ib se pak volí vztažná hodnota. Jako výstup se opět volí požadovaná paměť. Posledním nastavením u tohoto mixu jsou jednotlivé složky PID regulace.

Řídící deska byla pro účel diplomové práce nastavena následujícím způsobem, který je přehledně zachycen v příloze F.

První mix je typu LinMulti, vstupem mixu je vstupní signál I1, výstup je uložen do pamětí M1 a M2, které odpovídají levému a pravému elevonu. Účelem mixu 1 je řízení kolem podélné osy letadla, což odpovídá řízení křidélek. Tento mix je aktivní ve fázi 1.

Druhý mix je také typu LinMulti, vstupem mixu je vstupní signál I2, výstup je uložen opět do pamětí M1 a M2. Účelem mixu 2 je řízení kolem příčné osy letadla, což odpovídá řízení výškového kormidla. Tento mix je také aktivní ve fázi 1.

Třetí mix je opět typu LinMulti, vstupem je vstupní signál I3, výstup je uložen do pamětí M5, M6, M7 a M8, které zastupují jednotlivé regulátory elektromotorů. Úkolem toho mixu je řídit otáčky všech elektromotorů najednou. Mix je aktivní v obou fázích.

Čtvrtý mix je typu LinMulti, vstupem je vstupní signál I4, výstup je uložen do paměti M9, která odpovídá směrovému kormidlu. Mix 4 je zodpovědný za řízení směrového kormidla. Typ mixu byl zvolen LinMulti i přes to, že by pro tyto účely stačil typ Linear, protože zvolený typ mixu disponuje nastavením zisku pro levou a pravou část výchylky zvlášť. Mix je aktivní ve fázi 1.

Pátý a šestý mix jsou typu Linear, a slouží k řízení servomotoru, který odpovídá za překlápění předního páru elektromotorů. U obou mixů je použita volba offset, díky které lze přesně nastavit koncové polohy servomotorů a tím i úhel elektromotorů vůči trupu letadla. Vstupem do obou mixů je vstupní signál I5, výstup je

ukládán do paměti M3. Pátý mix je aktivní ve fázi 1, zatímco šestý mix je aktivní ve fázi 2.

Sedmý a osmý mix jsou také typu Linear a slouží k řízení servomotoru, který odpovídá za překlápění zadního páru elektromotorů. Způsob nastavení těchto mixů stojí na stejném principu jako nastavení mixů pět a šest. Vstupem do mixů sedm a osm je vstupní signál I5, výstup je ukládán do paměti M4. Sedmý mix je aktivní ve fázi 1, zatímco osmý mix je aktivní ve fázi 2.

Devátý mix je typu LinMulti, vstupem mixu je vstupní signál I1, výstup je uložen do pamětí M5, M6, M7 a M8. Tento mix je aktivní ve fázi 2 a slouží k řízení kolem podélné osy a to v módu quadcoptery.

Desátý mix je typu LinMulti, vstupem mixu je vstupní signál I2, výstup je uložen do pamětí M5, M6, M7 a M8. Tento mix je aktivní ve fázi 2 a slouží k řízení v módu quadcoptery kolem příčné osy.

Jedenáctý mix je typu LinMulti, vstupem mixu je vstupní signál I4, výstup je uložen do pamětí M5, M6, M7 a M8. Tento mix je aktivní ve fázi 2 a slouží k řízení v módu quadcoptery kolem svislé osy.

Trojice mixů dvanáct až čtrnáct je typu PID a slouží k získání signálu gyroskopu a nastavení PID regulace získaného signálu. Jednotlivé mixy odpovídají osám x, y a z. Jejich výstupu jsou ukládány do pamětí M20 (osa x), M21 (osa y) a M22 (osa z). Všechny tři mixy jsou aktivní ve fázi 2.

Další trojice mixů, mixy patnáct až sedmnáct, jsou typu LinMulti a slouží k přenosu signálů získaných z gyroskopu a uložených do jednotlivých pamětí. Vstupem do těchto mixů jsou tedy postupně paměti M20, M21 a M22. Výstupem jsou pak uloženy do pamětí M5, M6, M7 a M8. Zisk je u jednotlivých mixů nastaven tak, aby odpovídal řízení kolem příslušných os. Všechny tři mixy jsou aktivní ve fázi 2.

Poslední mix osmnáct je typu LinMulti, vstupem je vstupní signál I4, výstup je uložen do paměti M10 a je zodpovědný za řízení kolového podvozku. Typ mixu byl zvolen LinMulti ze stejného důvodu jako mix 4. Mix je aktivní ve fázi 1.

8 Letové zkoušky a hodnocení letového projevu

První letová zkouška proběhla dne 3. května 2015 a jejím účelem bylo vyzkoušet řízení v módu quadcoptery. Nejprve proběhla motorová zkouška, která měla ověřit, zda elektromotory zvyšují otáčky dle požadovaných příkazů. Například byl-li z vysílače vyslán pro klopení vpravo, zvýšily se otáčky elektromotorů na levé straně letadla. Tato motorová zkouška proběhla v pořádku, a proto bylo přistoupeno k pokusu o vzlet. Letadlo se v módu quadcoptery vzneslo do výšky přibližně 50 cm, když se náhle objevily kmity kolem příčné osy. Při pokusu o přistání byly poškozeny dvě vrtule, uložení dvou elektromotorů a jejich hřídelí.

Vzniklé problémy byly přisouzeny špatnému nastavení gyroskopu. Rozkmitání quadcoptery je jasná známka špatně nastavené PID regulace.

Dne 11. května proběhla další letová zkouška, která měla ověřit, že vše funguje po opravách v pořádku. Quadcoptera se několikrát vznesla do výšky maximálně 10 cm a protože tato zkouška probíhala již za zhoršených světelných podmínek, byla po ověření funkčnosti ukončena. Bohužel se nepodařilo ověřit správnost nového nastavení gyroskopu.

V následujících dnech bylo přikročeno ke zkouškám v módu letoun. Předchozí letové zkoušky prokázaly, že výkon letadla je dostatečný, aby jej dokázal udržet ve vzduchu v módu quadcoptery a navíc správné nastavené PID regulace je velmi složitý proces a riziko nevratného poškození letadla je při takových testech značné. Z těchto důvodů byly provedeny letové zkoušky v klouzavém letu. Test byl proveden 12. května na mírně se svažující louce s dostatečně vysokým travním porostem, aby nedošlo k poškození letadla při přistání. Z letadla byly odmontovány pohonné jednotky, aby nebyly při testech poškozeny. Protože bylo letadlo uváděno do klouzavého letu pomocí lidské síly, byly z něj odebrány z důvodu snížení hmotnosti akumulátory. Dovážením pak byla zajištěna správná poloha těžiště. Při tomto testu byla ověřena říditelnost letadla, která se i v takto malých rychlostech jevila jako dostačující. Zároveň byla ověřena stabilita a správná poloha těžiště.

Další letové zkoušky již byly prováděny s dvounápravovým kolovým podvozkem. Dne 13. května byly uskutečněny pojezdové zkoušky na zpevněné dráze pro modely letadel o délce 80 metrů. Tyto zkoušky odhalily hned dva problémy. Bez řízení kolem svislé osy, tedy s absencí směrového kormidla a bez říditelného podvozku, bylo značně obtížné udržet na dráze požadovaný směr. Navíc se ukázalo,

že úhel náběhu o velikosti přibližně 7° , kterého bylo docíleno vyššími podvozkovými nohami v přední části letadla, je nedostatečný.

Po nutných úpravách, které se skládaly z přidání směrového kormidla, říditelné zadní nápravy podvozku a úpravy výšky předních podvozkových noh, díky nimž byl nyní úhel náběhu přibližně 14° , bylo přistoupeno dne 15. května ke zkouškám na tréninkovém fotbalovém hřišti. Pro účel těchto testů byly vyrobeny násady z EPP na přední kola. Tímto se zvětšil průměr kol, což zajistilo plynulejší pohyb po travnaté ploše. Letadlo mělo při těchto testech tendenci se vznést, což bylo nejvíce patrné z odpoutání zadní nápravy a odlehčování nápravy přední. Odpor travnatého porostu byl ale natolik velký, že nebylo možnost nabrat dostatečnou rychlost a provést vzlet.

Dne 16. května byly provedeny dvě série letových zkoušek. První série byla provedena v dopoledních hodinách a skládala se ze čtrnácti pokusů, druhá série pak byla provedena v podvečerních hodinách a skládala se ze dvou pokusů. Obě série byly provedeny na jiné zpevněné ploše než zkoušky ze dne 13. května. Tato plocha měla délku přibližně 150 metrů.

V dopolední sérii byl nejúspěšnější hned první pokus, při kterém se letadlo vzneslo asi do výšky 10 cm a uletělo vzdálenost přibližně jednoho metru (jedná se o odhady vypočítané z video dokumentace). Pokus nebyl dokončen vzletem, protože bylo v plánu postupně zvětšovat výšku letu i uletěnou vzdálenost. Další pokusy již nebyly takto úspěšné, navíc se postupně začaly v přibližně polovině maximálních otáček ozývat vibrace. Zbýlé pokusy byly tedy zaměřeny na zjištění příčiny vibrací. Letadlo muselo být nakonec upoutáno na provaz, aby nekontrolovaně neodletělo a zároveň jej bylo možno dobře pozorovat. Při postupném navyšování otáček se právě zhruba v polovině jejich maximální hodnoty objevily vibrace, které byly dle zvuku identifikovány jako stejné vibrace, které se objevovaly při pokusu o vzlet. Vibrace byly způsobovány kmitáním zadní duralové trubky včetně pohonných jednotek kolem její podélné osy. Tím se také nekontrolovaně měnil úhel nastavení zadních pohonných jednotek. Dopolední série pokusů tedy odhalila problém s vibracemi, které zatím nenabývaly kritických hodnot, ale během dalších pokusů by mohlo dojít k poškození ukotvení motorů k trupu. Navíc tato série potvrdila zlepšení díky změnám provedeným po letové zkoušce ze dne 13. května.

Pro druhou sérii byly během dne dočasně zafixovány obě duralové trubky nesoucí pohonné jednotky a navíc byl ještě zvýšením přední nápravy kolového podvozku zvětšen úhel náběhu na 17° . Při prvním pokusu se letadlo vzneslo do výšky asi 20 cm a uletělo vzdálenost přibližně tři metry (opět se jedná o odhady

vypozorované z video dokumentace). Během vzletu se však začala zvedat zadní část letadla, čímž se zmenšil úhel náběhu, tím pádem i vztlak a letadlo tvrdě dosedlo na zem. Vlivem své relativně velké hmotnosti a malé tuhosti podvozku dvakrát odskočilo a při dopadu po druhém odskoku došlo k poškození pravé strany přední nápravy kolového podvozku. Po provedení opravy podvozku a přezkoumání pořízeného videa bylo dojito k závěru, že v okamžiku, kdy se letadlo začne odpoutávat od země je nutno zvyšovat otáčky, aby nedošlo při vyrovnávání úhlu náběhu k velkému poklesu vztlaku. Při druhém pokusu bylo bohužel krátce po rozjezdu najeto na terénní nerovnost, které způsobila postupně se zvětšující se odskoky, a i přes včasné zachycení tohoto problému a stažení otáček motorů došlo k celkově pěti odskokům, kdy po posledním z nich se letadlo odrazilo od pravého předního kola a následně se přes levý přední motor otočilo vzhůru nohama a dopadlo vrchní stranou na zem. Při této havárii byla velmi vážně poškozena přední náprava podvozku a od trupu byla zcela oddělena svislá ocasní plocha. Oddělením SOP byl také poškozen poslední díl horního potahu trupu, ve kterém byla SOP upevněna. I přes takto vážnou nehodu nedošlo naštěstí k poškození ani vrtulí a ani elektromotorů. Kromě SOP nedošlo k žádnému dalšímu poškození konstrukce letadla. I přes relativně malé následky této nehody se vzhledem k datu odevzdání diplomové práce jednalo o poslední letovou zkoušku.

9 Rozpočet projektu

Rozpočet projektu je zachycen pomocí následující tabulky. Do rozpočtu nebylo započítáno clo, které bylo nutno zaplatit za dovoz součástek ze zahraničí, naopak byly započítány akumulátory, které sice byly zakoupeny dříve a pro jiné účely, ale jsou součástí projektu. Do ceny projektu nebyl také započítán vysílač s přijímačem, protože se nejedná o součást letadla. Celý projekt byl hrazen ze soukromých zdrojů autora.

položka	cena za kus [Kč]	počet [ks]	cena celkem [Kč]
materiál pro konstrukci	2 200	1	2 200
elektromotor	466	4	1 864
regulátor	250	4	1 000
řídící deska	3 200	1	3 200
akumulátor	1 200	2	2 400
		Σ	10 664

Tabulka 9.1 – Rozpočet projektu

10 Závěr

Z analýzy provedené v první části diplomové práce vyplynulo, že v současné době se pro účely UAV běžně používají tři konstrukční typy letadel. Dva z nich, letoun a vrtulník, vycházejí z větších předloh schopných přepravovat lidi nebo náklad a to za různými účely. Třetím typem jsou vícerotorové prostředky bez pevné nosné plochy, které vznikly čistě pro účely UAV. První dva typy se používají především pro vojenské účely, zatímco poslední typ se v mnohem větší míře používá v soukromém sektoru.

Výsledkem koncepčního návrhu je řešení, které spojilo dva druhy konstrukčních typů UAV a to letoun s vícerotorovým prostředkem. K tomuto méně obvyklému řešení se ještě navíc přidává fakt, že byla použita nosná plocha kruhového půdorysu. Tento půdorys byl zvolen z toho důvodu, že kruh dokáže nejefektivněji využít prostor, který je definován postavením pohonných jednotek u vícerotorového prostředku. Byla tak vytvořena koncepce s kruhovou nosnou plochou, čtyřmi pohonnými jednotkami a schopností vektorování tahu.

V rámci konstrukčního řešení bylo rozhodnuto použít kruhové křídlo vytvořené pro účely bakalářské práce. Tento krok snížil již tak vysoké nároky na čas a finance, ale bylo nutno částečně přepracovat koncepční řešení. Letadlo se tak skládá z trupu, který je obdélníkového průřezu, a je osazen svislou ocasní plochou a zařízením pro přistání, dvou polovin kruhového křídla a dvou do trupu ukotvených duralových trubek, kde každá z nich nese na svých koncích pohonnou jednotku. Duralové trubky se díky servomotorům otáčejí kolem své podélné osy, čímž je možno vektorovat tah pohonných jednotek. Vzhledem ke složitému procesu řízení bylo nutno použít řídicí desku.

První zkušební let sice prokázal, že letadlo je v módu quadrocoptery schopno vzlétnout a tah pohonných jednotek je tedy dostatečný, projevila se ale složitost nastavení PID regulace signálu získávaného z gyroskopu, který je součástí řídicí desky. Protože špatné nastavení PID regulace představovalo velké riziko poškození stroje, a protože stroje typu quadrocoptery jsou poměrně běžné a funkčnost této koncepce je ověřena, bylo přikročeno k testování letadla v módu letoun. V bezmotorovém klouzavém letu byla ověřena stabilita a řiditelnost letadla. Po vytvoření provizorního kolového podvozku bylo provedeno několik pojezdových zkoušek. Ty postupně ukázaly nutnost řiditelného podvozku a směrového kormidla. Po dokončení pojezdových zkoušek bylo provedeno několik pokusu o vzlet, které prokázaly potenciál letadla provést úspěšný vzlet. Během těchto zkoušek došlo

k několika nehodám, mnoho z nich bylo drobnějšího charakteru, poslední z nich však bohužel poškodila letadlo natolik, že do termínu odevzdání diplomové práce nemohly být provedeny další letové zkoušky.

Velkým problémem procesu testování bylo již zmíněné nastavení PID regulace. Letadlo nebylo původně navrženo pro vzlet v módu letoun, ale protože bylo nutno ověřit, že je letadlo této konstrukce schopno vodorovného letu, došlo k mnoho potřebným úpravám.

Dalším postupem by bylo vytvoření pevnějšího podvozku, který by byl schopen ustát dosednutí letadla o dané hmotnosti na zem a to bez nebezpečných odskoků. Testy také ukázaly, že úhel náběhu 17° při vzletu je již velký. Letadlo se sice odpoutá od země, ale dojde k tomu v malé rychlosti, která je pro další průběh vzletu nebezpečná. Řešením by byl návrat k úhlu o velikosti 14° , protože při této velikosti úhlu nemělo letadlo tendenci vzlétnout i při vyšší rychlosti, než která stačilo pro odpoutání při úhlu 17° . Letadlo by sice pro vzlet potřebovalo vyšší rychlost, ale po odpoutání od země by snížení úhlu náběhu nebylo tak rizikové.

Alternativou je pak řešení, které by bylo finančně i časově náročnější, a spočívalo by v nákupu vhodnějších akumulátorů, které by měly především menší hmotnost. Snížení hmotnosti v přední části letadla, kde jsou akumulátory uloženy, by mělo za následek potřebu protažení trupu více dopředu, aby došlo k zachování polohy těžiště.

Pokud by se po těchto postupech podařilo s letadlem úspěšně vzlétnout a dokončit vodorovný let bezpečným přistáním, mohlo by být přikročeno k dořešení provozu letadla v módu quadcoptery. Prvním předpokladem by bylo vyřešení problému nedostatečné tuhosti soustavy servomotor-táhlo-duralová trubka. Tímto by se vyřešili nežádoucí vibrace vznikající již v polovině maximálních otáček. Dále by bylo na řadě nastavení správných hodnot PID regulace, což je z hlediska poškození stroje mnohem rizikovější. Nastavení regulace by muselo být provedeno tak, aby nedocházelo ke kmitání letadla, ale zároveň, aby gyroskop eliminoval nežádoucí vlivy prostředí, především vítr.

I přes všechny nezdary je autor práce přesvědčen, že bylo prokázáno, že letadlo této koncepce je schopno letu a že bude schopno letu. Bohužel byl proces vývoje příliš časově náročný.

Poděkování

Děkuji panu Ing. Luboru Sobkovi, Ph.D. za vedení této diplomové práce, za jeho cenné rady a připomínky. Také bych rád poděkoval svému otci za pomoc při konstrukci experimentálního modelu a při letových zkouškách. V neposlední řadě děkuji svému kolegovi, Bc. Eriku Solařovi, za pomoc při práci s řídicí deskou. Děkuji také celé své rodině, přítelkyni a přátelům za podporu při tvorbě této práce.

Seznam použité literatury

- [1] SVOBODA, M. Experimentální porovnání křídla klasické koncepce a křídla kruhového půdorysu: bakalářská práce. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy - Ústav letecké dopravy, 2013, 65 s. Vedoucí práce: Ing. Sobek, L., Ph.D.
- [2] Učebnice pilota 2011. 1. vydání. Cheb: Svět křídel, 2011. ISBN 978-80-86808-90-1.
- [3] HATFIELD, Scott. *The Physics of Quadcopter Flight* [online]. c2014, [cit.2015-04-28]. Dostupné z: <<http://blacktieaerial.com/2014/04/29/the-physics-of-quadcopter-flight>>.
- [4] *Quadrotors – An Introduction* [online]. c2012, [cit.2015-04-28]. Dostupné z: <<http://www.quadrotors.net/quadrotors-introduction>>.
- [5] ZÁRYBNICKÝ, Vít. *Aerodynamika*. c1999, [cit.2015-05-01]. Dostupné z: <<http://www.csavirtual.cz/cs/media/download/category/5tutorialy?download=80:aerodynamika-a-mechanika-letu>>.
- [6] MUSIL, M. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. 1. vydání. Praha: Knižnice Svazarmu, 1978. ISBN 28-070-78 05/112.
- [7] *Turnigy L3537-840 Brushless Motor (380w)*. [cit.2015-05-07]. Dostupné z: <http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__18540__Turnigy_L3537_840_Brushless_Motor_380w_.html>.
- [8] *Hobby King 30A ESC 3A UBEC*. [cit.2015-05-07]. Dostupné z: <http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__15205__Hobby_King_30A_ESC_3A_UBEC.html>
- [9] *NOSRAM LiPo Competition Car Line Hardcase 5200 - 80C/40C - 7.4V*. [cit.2015-05-07]. Dostupné z: <<http://www.rcguru.cz/nosram-lipo-competition-car-line-hardcase-5200-80c-40c-7-4v>>.

Seznam obrázků

Obrázek 1.1 – Diagram výkonnosti porovnávající křídlo kruhového a obdélníkového půdorysu

Obrázek 2.1 – Bezpilotní letoun Global Hawk společnosti Northrop Grumman. Dostupné z: <http://www.revistaoperacional.com.br/wp-content/uploads/2014/05/Aurora_GlobalHawk_inFlt.jpg>

Obrázek 2.2 – Bepilotní vrtulník Northrop Grumman MQ-8 Fire Scout. Dostupné z: <<http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/5/59/FIRESCOUT-VUAS.jpg>>

Obrázek 2.3 – Quadrocoptera s podvěšenou jednookou zrcadlovkou. Dostupné z: <<http://www.aereovisual.com/wp-content/uploads/2013/09/rc-aerial-cinematography-machine-1024x658.jpg>>

Obrázek 3.1 – Grafické znázornění využití plochy při použití stejného maximálního rozměru

Obrázek 3.2 – Aktivní působení vrtulového proudu proti vírům indukovaného odporu

Obrázek 4.1 – Schéma pro výpočet vhodné polohy akumulátorů

Obrázek 5.1 – Schéma pro výpočet rozdílného tahu předního a zadního páru elektromotorů

Obrázek 5.2 – Schéma pro výpočet potřebného tahu jednoho elektromotoru

Obrázek 5.3 – Elektromotor Turnigy L3537-840 Brushless Motor (380w). Dostupné z: <http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__18540__Turnigy_L3537_840_Brushless_Motor_380w_.html>

Obrázek 5.4 – Regulátor Hobby King 30A ESC 3A UBEC. Dostupné z: <http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__15205__Hobby_King_30A_ESC_3A_UBEC.html>

Obrázek 5.5 – LiPo Competition Car Line Hardcase 5200 - 80C/40C - 7.4V. Dostupné z: <<http://www.rcguru.cz/nosram-lipo-competition-car-line-hardcase-5200-80c-40c-7-4v>>.

Seznam tabulek

Tabulka 3.1 – Výpočet návrhové hmotnosti UAV

Tabulka 3.2 – Doporučená rozpětí plošného zatížení

Tabulka 3.3 – Hledání vhodného poloměru v závislosti na plošném zatížení

Tabulka 4.1 – Přehled hodnot použitých pro výpočet potřebné vzdálenosti umístění akumulátorů od CG

Tabulka 7.1 – Přehled zapojení vstupů a výstupů na řídicí desku

Tabulka 9.1 – Rozpočet projektu

Seznam příloh

Příloha A – Princip letu bezpilotního prostředku

Příloha B – Náskres koncepčního návrhu

Příloha C – Náskres konstrukčního řešení

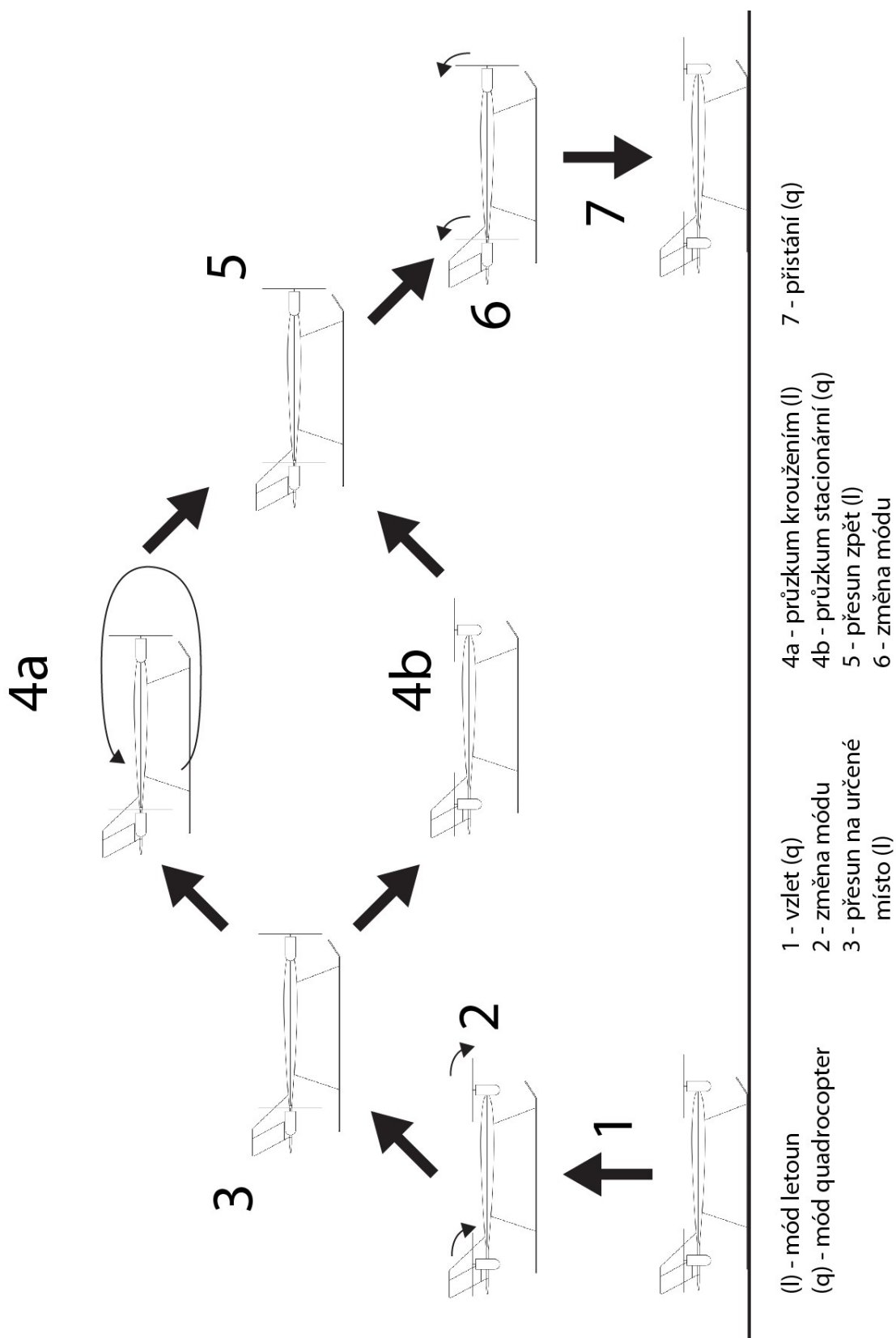
Příloha D – Umístění vybavení v letadle

Příloha E – Schéma principu funkce řídicí desky

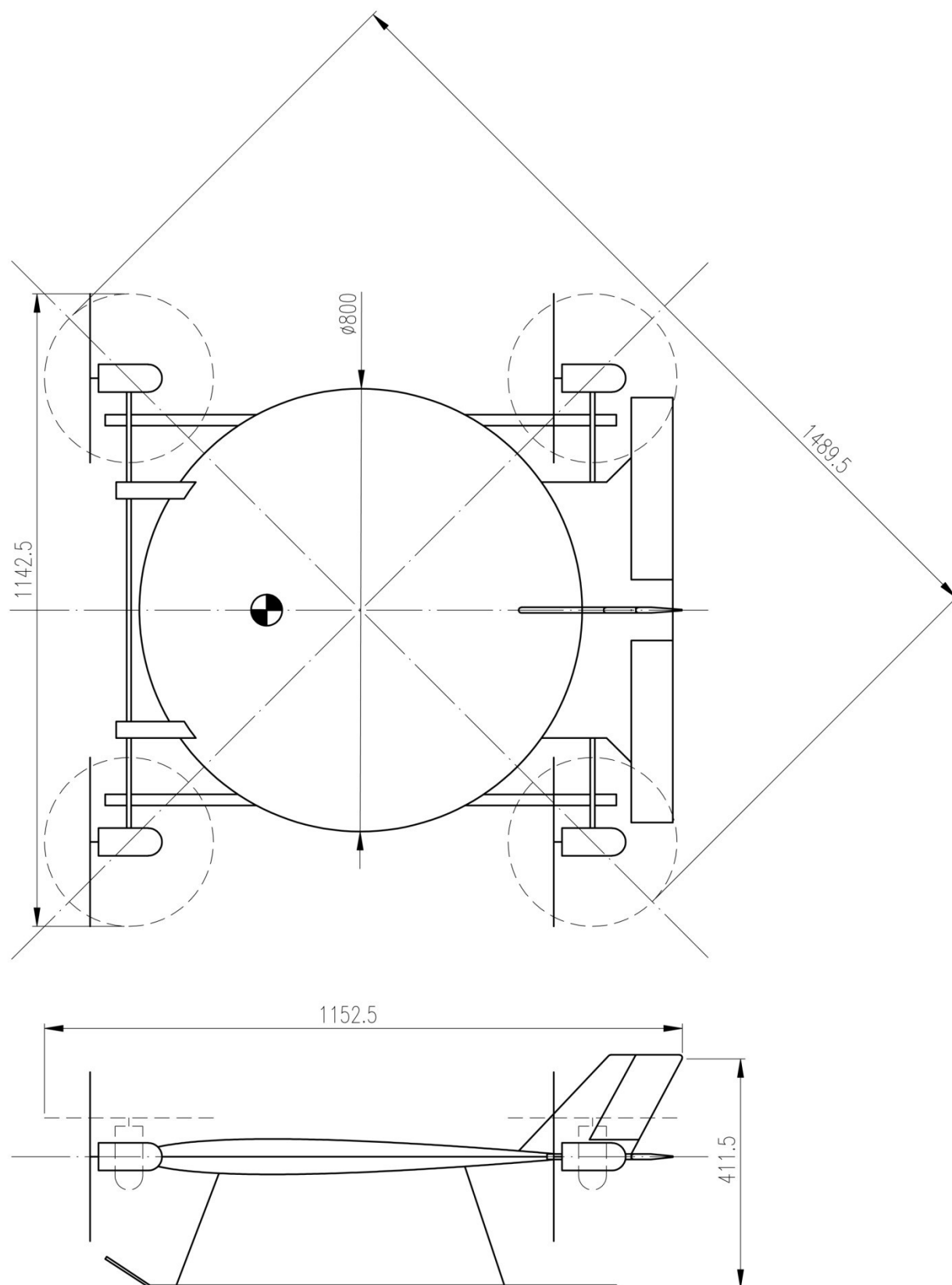
Příloha F – Nastavení řídicí desky

Příloha G – Fotodokumentace z letových zkoušek

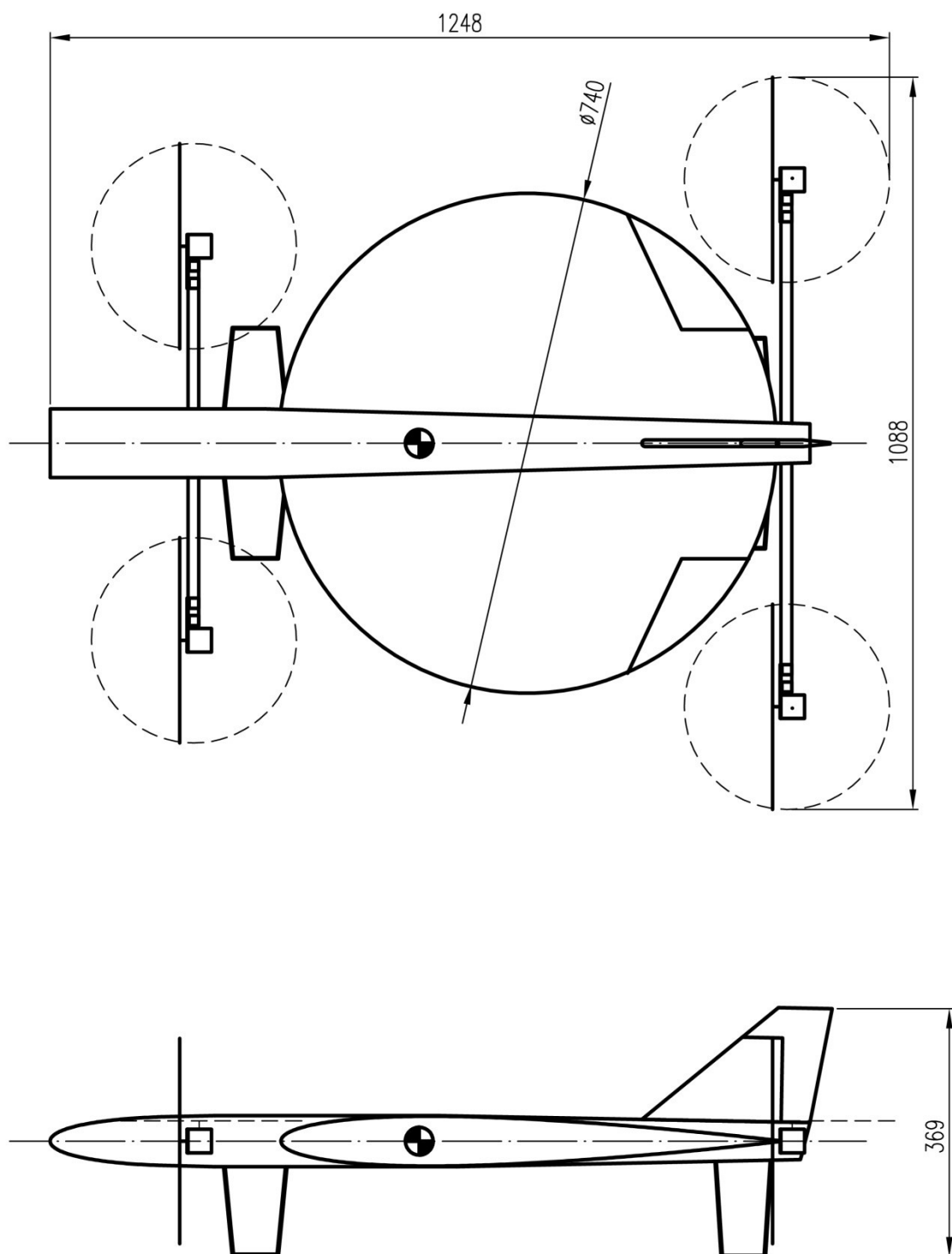
Příloha A – Princip letu bezpilotního prostředku



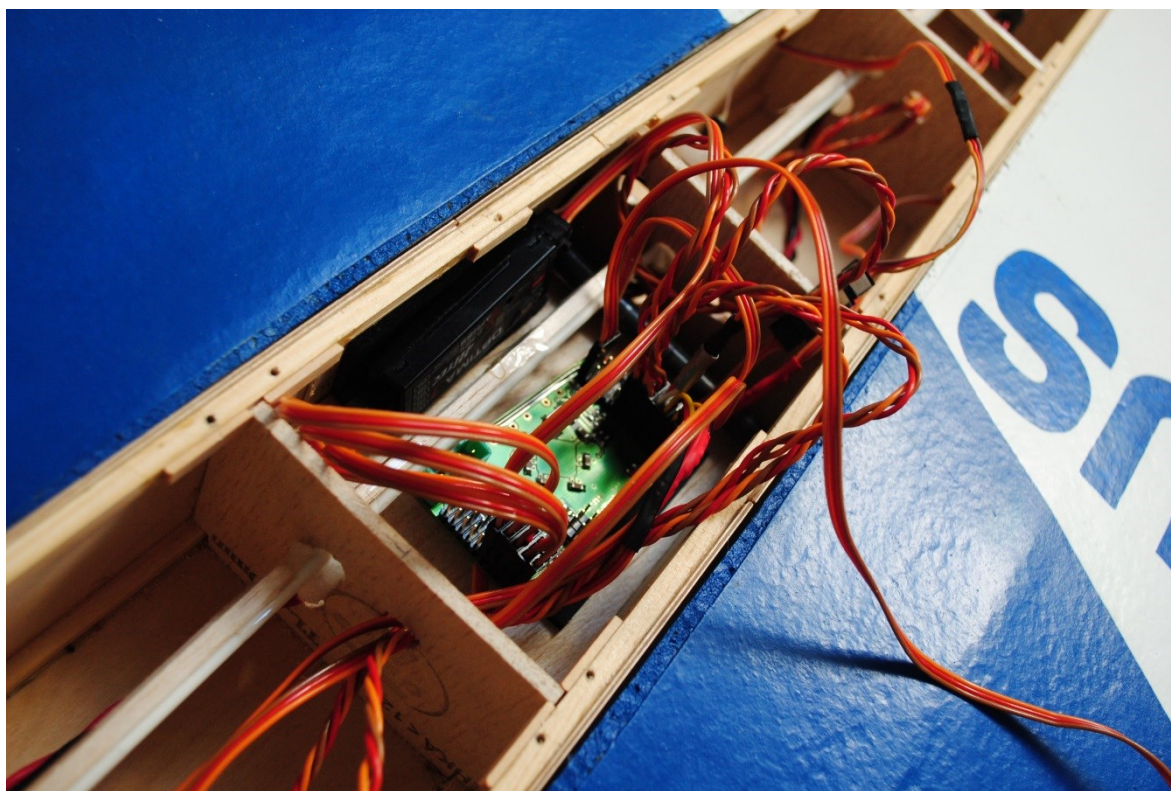
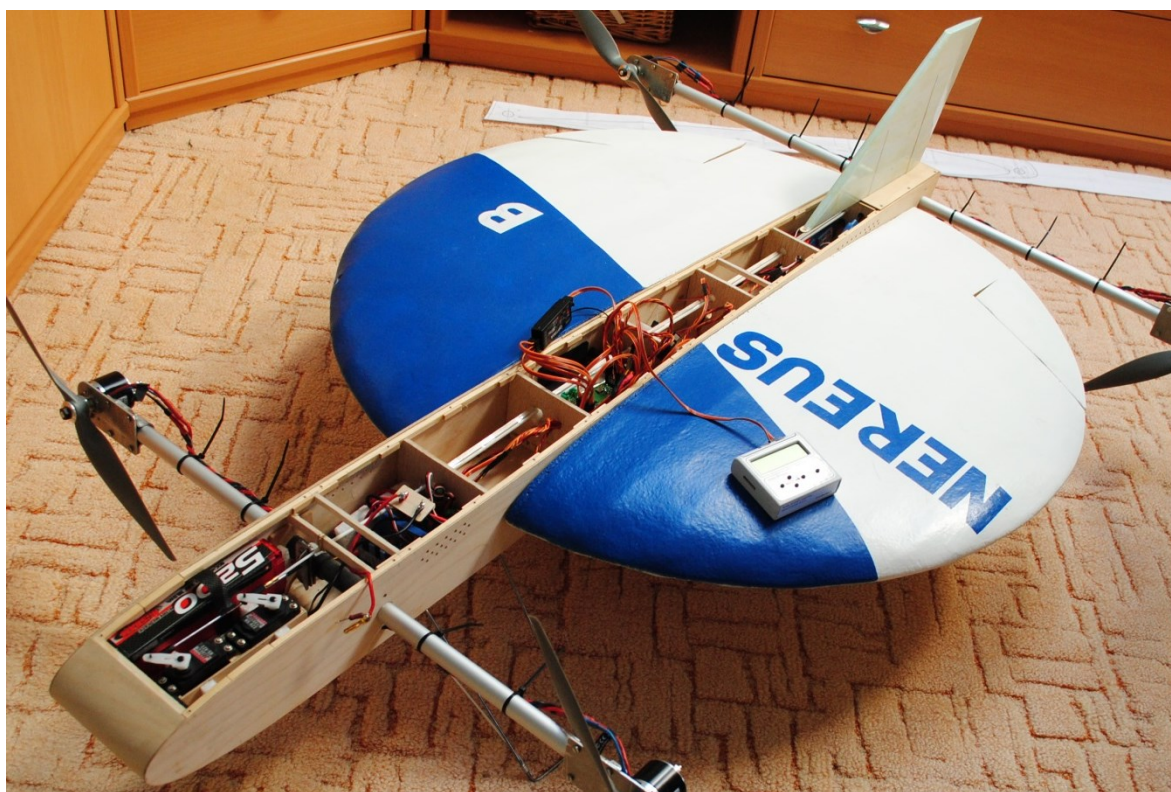
Příloha B – Náskres koncepčního návrhu



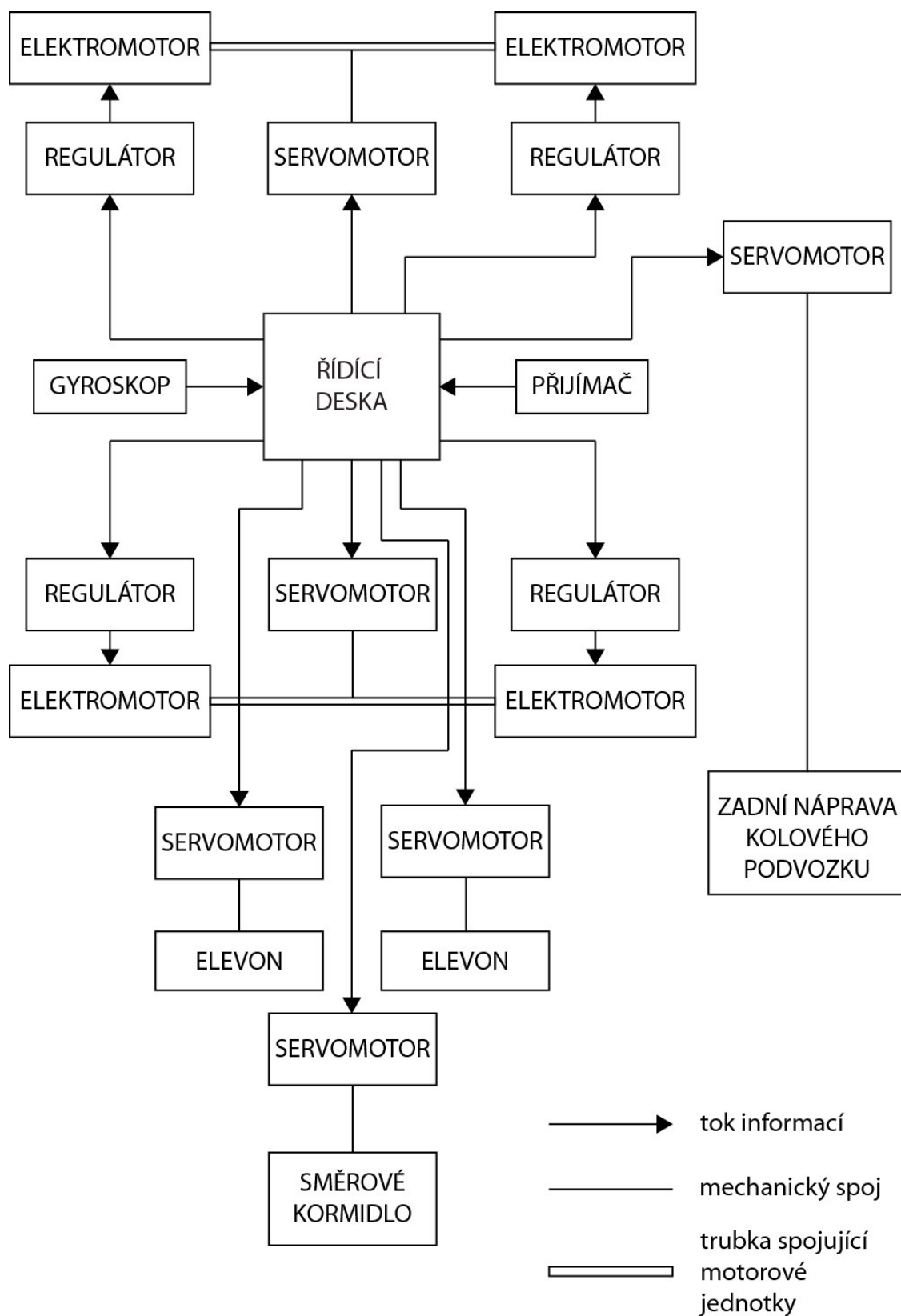
Příloha C – Náskres konstrukčního řešení



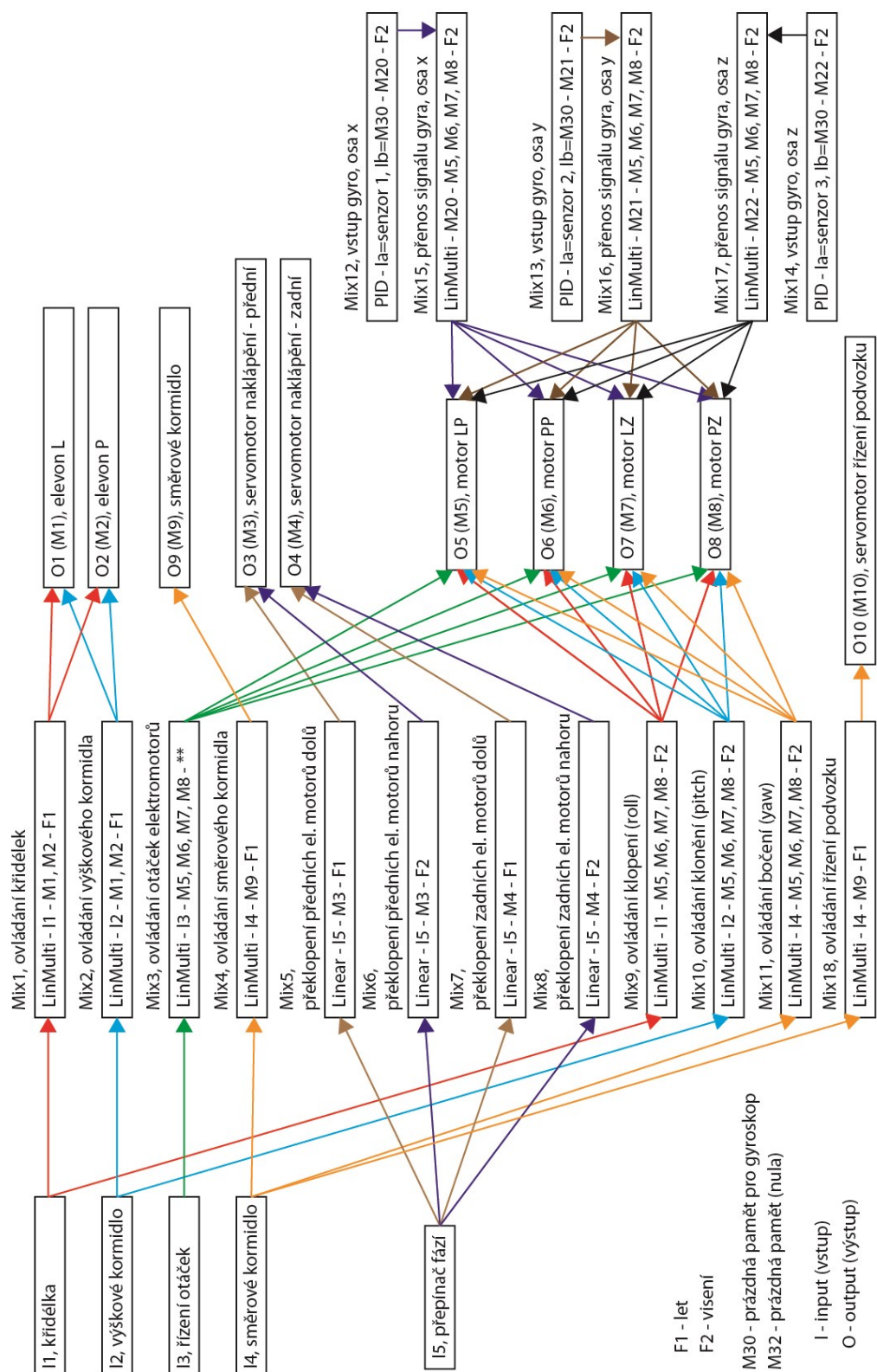
Příloha D – Umístění vybavení v letadle



Příloha E – Schéma principu funkce řídicí desky



Příloha F – Nastavení řídicí desky



Příloha G – Fotodokumentace z letových zkoušek

